



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Výpočet poláry křídla vybaveného klapkami

Výpočet poláry křídla vybaveného klapkami

Calculation of a Polar of a Wing Equipped with Flaps

Bakalářská práce

Vedoucí práce: Ing. Vít Štorch

Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství

Studijní obor: bez oboru

Šimon Piksa

Praha 2016



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní, Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Technická 4, 166 07 Praha 6

Akademický rok: 2015/2016

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

pro: **p. Šimona Piksu**

program: **Teoretický základ strojního inženýrství**

obor: **bez oboru**

název česky: **Výpočet poláry křídla vybaveného klapkami**

název anglicky: **Calculation of a Polar of a Wing Equipped with Flaps**

Zásady pro vypracování:

- 1) Provedte rešerši týkající se obtékání leteckých profilů, popište poláru profilu a vliv klapky na její tvar.
- 2) Provedte rešerši výpočetních postupů CFD, používaných při výpočtech polár. Zaměřte se na tvar výpočetní domény, její velikost a zásady pro tvorbu sítě s ohledem na zvolený turbulentní model.
- 3) Postup aplikujte na jednoduchém případě obtékání modelového profilu a porovnejte s výsledky experimentů, případně s výsledky zveřejněnými v odborné literatuře.
- 4) Pro zvolený moderní letecký profil používaný na křídla sportovních výkonnostních letadel navrhnete polohu klapky a osu jejího otáčení a vypočítejte poláry pro různé výchylky klapky. Diskutujte vliv polohy klapky na výsledky.

Rozsah průvodní zprávy: 25 stran

Rozsah grafických prací: grafy, schémata, 5 stran

Seznam doporučené literatury:

1) Brož V.: *Aerodynamika nízkých rychlostí*, Ediční středisko ČVUT, Praha, 1990

2) Kozubová M.: *Modelování proudění tekutin FLUENT,CFX*. Skripta VŠB, Ostrava, 2008

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Vít Štorch

Konzultant bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: 25. 4. 2016

Datum odevzdání bakalářské práce: 26. 8. 2016

.....
Prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.

Vedoucí Ú 12112

.....
Prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.

Děkan fakulty

V Praze dne 25. 4. 2016

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v přiloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne

.....

podpis

Poděkování

Touto cestou chci poděkovat svému vedoucímu bakalářské práce Ing. Vítu Štorchovi za odborné vedení, rady, vstřícnost a trpělivost při konzultacích a vypracování této bakalářské práce.

Mé díky patří také mé rodině, za zázemí, trpělivost a povzbuzování po celou dobu mého studia. Svým rodičům děkuji za výchovu a podporu při mých studiích.

Anotace

Jméno autora:	Šimon Piksa
Název bakalářské práce:	Výpočet poláry křídla vybaveného klapkami
Anglický název:	Calculation of a Polar of a Wing Equipped with Flaps
Rok:	2016
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	bez oboru
Ústav:	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Vít Štorch
Bibliografické údaje:	počet stran: 30 počet obrázků: 24 počet tabulek: 5 počet příloh: 0
Klíčová slova:	obtékání leteckého profilu, numerický výpočet, vztlakové klapky
Keywords:	wrapping airfoil, numerical computation, flaps
Anotace:	Bakalářská práce se v první části zabývá obtékáním oklapkovaného leteckého profilu, vlivem klapky na vztlakovou čáru a poláru profilu. Ve druhé části se práce zabývá numerickým výpočtem této úlohy včetně tvorby geometrie, výpočetní sítě a volby výpočetního modelu.
Abstract:	The first part of the thesis deals with flow around wing equipped with flaps, influence of flaps to lift polar and polar graph. The second part contains numerical computation of this task including geometry creation, mesh and choice of calculation model.

Seznam použitých symbolů

symbol	název	jednotky
b	rameno momentu	[m]
c	rychlost zvuku	[$m \cdot s^{-1}$]
cd	koeficient odporu	[1]
cl	koeficient vztlaku	[1]
D	odporová síla	[N]
g	tíhové zrychlení	[$m \cdot s^{-2}$]
L	vztlaková síla	[N]
M	moment	[$N \cdot mm$]
m	součinitel momentu	[1]
Ma	Machovo číslo	[1]
q	dynamický tlak	[Pa]
Re	Reynoldsovo číslo	[1]
S	plocha křídla	[m^2]
v	rychlost proudění	[$m \cdot s^{-1}$]
x	hloubka tělesa	[m]
y+	bezrozměrná vzdálenost od stěny	[1]
Γ	cirkulace vírového pohybu	[$m^3 \cdot s$]
δ	tloušťka mezní vrstvy	[m]
Δy	vzdálenost prvního uzlu od stěny	[m]
μ	dynamická viskozita	[$N \cdot s \cdot m^{-2}$]
ν	kinematická viskozita	[$m^2 \cdot s^{-1}$]
ρ	měrná hmota	[$kg \cdot m^{-3}$]

Obsah

1. Úvod.....	1
2. Obtékání profilů	2
Geometrie	2
Aerodynamické síly	3
Mezní vrstva.....	4
Vztlaková a odporová čára, polára profilu	6
Prostředky pro zvýšení vztlaku.....	8
3. Numerické řešení	9
ANSYS Fluent.....	9
Izotermní proudění nestlačitelné tekutiny.....	10
Tvorba výpočtové sítě	10
Posouzení kvality výpočtové sítě.....	11
Metody matematického modelování.....	12
(SA) Spalart-Allmaras:.....	12
k-ε:	13
k-ω:	13
Reynolds stress:.....	13
Okrajové a počáteční podmínky.....	13
Konvergence.....	14
4. Řešení obtékání leteckého profilu	15
Výběr výpočetního modelu	15
Vybraný profil.....	17
Geometrie výpočetní sítě.....	18
Mesh výpočetní sítě	19
Výběr turbulentního modelu	21
Nastavení parametrů v programu Fluent.....	21
Výsledky řešení profilu bez klapky	23
Návrh vztlakové klapky	25
Výsledky řešení profilu s klapkou	26
5. Závěr	30
Přehled použité literatury:.....	31

1. Úvod

Od prvního úspěšného letadla, těžšího než vzduch, za které je považován dvouplošník bratří Wrightů sestavený před více jak sto lety, se letectví stále vyvíjí. Zvyšují se rychlosti, stoupá efektivita. Hlavní oblasti vývoje se týkají především použitých materiálů, pohonu a řízení. Letectví už dávno není jen volnočasovou aktivitou. Na vývoji zejména armádních letadel se podíleli obě světové války minulého století. Civilní letectví se naopak rozvíjelo v období mezi válkami a po jejich konci. I v dnešní době stále existuje potřeba vyvíjet nové prvky nebo ty staré upravovat. Mezi důležité prvky, bez kterých se moderní letoun neobejde, patří bez pochyby vztlaková klapka. V počátcích se vztlakové jednoduché klapky nepoužívaly ani tak pro zvýšení vztlaku pro vzlet nebo přistání, jako spíše pro zlepšení výhledu z kokpitu při nízkých rychlostech, kdy si pilot mohl dovolit menší úhel náběhu. V dnešní době jsou vztlakové klapky nutností, používají se zejména pro vzlet a přistání letounu, kdy je potřeba dosáhnout minimální rychlosti při stálé ovladatelnosti letounu. Aby bylo možno tohoto vývoje nebo návrhu nových prvků dosáhnout, je potřeba mít základní znalosti aerodynamiky. K tomu směřuje první část této práce.

Pro zadaný profil je třeba navrhnout vztlakové klapky právě tak, aby byl vztlak na křídle při přistání nebo vzletu co nejvyšší. Vzhledem k náročnosti výroby a vysoké ceně testování v aerodynamickém tunelu byla zvolena metoda numerického výpočtu. V tomto případě je to právě CFD simulace obtékání profilu jak čistého, tak vybaveného vztlakovými klapkami. Návrh a CFD výpočet vztlakových klapek v této práci je součástí reálného nekomerčního projektu, který se zabývá stavbou ultralehkého letounu. Cílem této práce není pouze návrh vztlakových klapek, ale také ověření zda jsou numerické metody, zvolené pro tuto úlohu vůbec použitelné. Pokud ano, je potřeba najít cestu ke správným výsledkům.

Numerickým výpočtem je potřeba ověřit, zda je vůbec daný letecký profil vhodný pro oklappování. Dále je potřeba ověřit zda je umístění klapky vhodné, protože při špatném návrhu může dojít k výraznému poklesu výkonu. Správné výsledky budou použity k určení maximálního vztlaku. Z toho je možno vypočítat pádovou rychlost letounu.

2. Obtékání profilů

Geometrie

Problematika profilů a návrh jeho správného tvaru se řeší již od začátku letecké praxe. Křídlo tvoří nosnou plochu letounu, jedná se o trojrozměrný útvar. Přesný tvar křídla nám udává jeho profil, který je definován řezem rovinou. Tato rovina je kolmá na osu křídla ve směru rozpětí. Tvar je dán dále rozložením jednotlivých profilů. Samotný profil je tvořen křivkou v této rovině, ve které povrch křídla protíná rovinu řezu. Tvar profilu křídla podél osy není většinou konstantní a mění svůj tvar. V této práci se však nebudeme zabývat obtékáním celého křídla, ale jen obtékáním jeho profilu. Jedná se o obtékání křídla nekonečného rozpětí. [1]

Nyní se podíváme podrobněji na samotnou geometrii profilu. Cílem návrhu profilu je vždy teoreticky či experimentálně navrhnout co nejvhodnější tvar. Základním požadavkem při návrhu tvaru je dosáhnout žádaných aerodynamických vlastností. Mezi nejzákladnější vlastnost patří aerodynamická jemnost profilu. Jemností rozumíme poměr vztlakových sil vůči silám odporovým, snahou je dosáhnout co nejvyšší hodnoty tohoto poměru. Z hlediska symetrie rozdělujeme profily na symetrické a nesymetrické. V této práci se budeme zabývat pouze nesymetrickými profily, protože ty jsou obecně častěji používané. Převaha nesymetrických profilů je způsobena vlastnostmi, které požadujeme. V dnešní době už není letectví jen sport, ale hlavně způsob dopravy. V dopravním letectví na rozdíl od sportovního nepotřebujeme dobré vlastnosti pro vysoké hodnoty záporného úhlu náběhu, například let na zádech. Analýza symetrického a nesymetrického profilu je však stejná. Obtékání je také velmi podobné. [2]

Geometrie profilu je tvořena uzavřenou křivkou, k popisu této křivky nám slouží geometrické charakteristiky. Mezi základní patří:

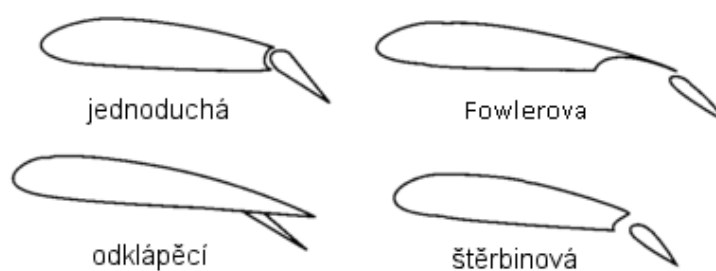
- tětíva profilu: spojnice náběžného a odtokového bodu, délka této spojnice se nazývá hloubka profilu, hloubka je také vztažnou veličinou pro bezrozměrné profilové veličiny
- střední křivka profilu: křivka, která spojuje středy vepsaných kružnic do obrysu profilu
- prohnutí profilu: rozdíl mezi tětivou a střední křivkou, nejdůležitější je maximální prohnutí a jeho poloha
- tloušťka profilu: rozdíl souřadnic mezi horní (sací) a dolní (tlakové) strany profilu
- poloměr náběžné hrany: křivost profilu na náběžné hraně
- úhel odtokové hrany: odtoková hrana je zpravidla ostrá

Tyto charakteristiky nám udávají základní vlastnosti profilu. [2]

Problematika návrhu profilu spočívá hlavně v neexistenci univerzálního profilu, který by splňoval všechny naše požadované vlastnosti. Daný tvar profilu se tak řeší pro konkrétní požadavky. Mezi tyto požadavky patří různé rychlostní oblasti. Díky tomu vzniklo již mnoho profilů, které byly experimentálně vyzkoušeny. Profilových řad je velké množství, například NACA nebo CLARK. K číselnému označení řad přísluší aerodynamické parametry, které lze měřit nebo spočítat.

Tyto parametry udávají tvar profilu nebo můžou udávat i některé aerodynamické vlastnosti. Například rozložení tlaku na profilu. [1]

V praxi nelze přesně aplikovat zjištěné výsledky aerodynamických vlastností profilu na křídlo a předpokládat, že chování bude stejné. Křídlo obsahuje prvky, které je třeba brát v potaz, největší vliv má pak konec křídla. Tyto prvky se projeví jak na geometrii, tak na aerodynamických vlastnostech. Mezi tyto prvky patří hlavně křidélko, bez něj nelze letoun naklápět kolem osy x. Dalším důležitým prvkem je vztlaková klapka. Aerodynamické vlastnosti těchto prvků budou probrány dále. Z hlediska geometrie se nám profil změní následovně. Jak křidélko, tak vztlaková klapka se otáčí kolem své osy. Z konstrukčního hlediska může tato osa ležet i mimo profil. Klapky mohou být umístěny na náběžné hraně nebo na hraně odtokové, jejich tvar úzce souvisí s tvarem profilu. Klapky se liší hlavně pracovní polohou, dále kinematikou vysouvání a zasouvání. Mezi základní typy patří následující.



Obrázek 1: Základní druhy vztlakových klapek [10]

Druhů klapek je spousta, základní rozdělení vychází z obtékání profilu s klapkou ve vysunuté poloze. Při výchylce klapky nevzniká štěrbina, nedochází tedy k profukování mezi profilem a klapkou. Příkladem je jednoduchá nebo odklápěcí. Opačným případem jsou pak klapky, kde vzniká štěrbina mezi profilem a klapkou. Tato štěrbina pak umožňuje průchod proudění. Vzduch je tak vyfukován podél horní stěny klapky, tím se zabrání odtržení proudu na klapce. Je to z důvodu urychlování ubrzděných částic v mezní vrstvě. Mezi tyto klapky patří například klapka štěrbinová, která může mít jednu nebo více štěrbin, dalším zástupcem je klapka Fowlerova. Na náběžné hraně pak může vzniknout klapka poklesem přední části profilu nebo vysunutím slotu. [1]

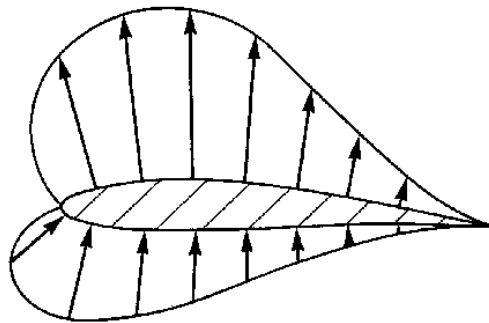
Dále než se podíváme na aerodynamické vlastnosti profilu, jako jsou vztlak a odpor, podívejme se co se děje při pohybu profilu v proudu vzduchu.

Aerodynamické síly

Horní strana profilu, která se nazývá také stranou sací, generuje při obtékání větší podtlak, než spodní strana. Vlivem toho působí na křídlo vztlaková síla. Další silový účinek, který nastává při obtékání profilu, je odpor, který doprovází obtékání všech těles. Velikost odporu je závislá na tvaru obtékaného tělesa, rychlosti proudění a na hustotě prostředí. Rozlišujeme dva odpory, odpor tlakový a třecí. Výsledná síla působící na profil má tak dvě složky. Z nesymetrie profilu dále vyplývá, že rozložení sil po délce profilu je také nesymetrické, tím na profil ještě navíc působí moment. U symetrických profilů je tento moment generován až při nenulovém úhlu náběhu. [1]

Pokud necháme obtékat proudem vzduchu křídlo nekonečného rozpětí, nemusíme brát v úvahu jevy, které vznikají na konci křídla. Jedním z důležitých jevů je například vznik vírů, které

vznikají vlivem rozdílu tlaků na konci křídla. Ve vyrovnání tlaků brání plocha samotného křídla, na konci křídla se ale tlakový rozdíl musí vyrovnat nebo být nulový. Nulového tlaku se dosáhne postupným vyrovnáváním rozdílu tlaků mezi sací a tlakovou stranou profilu směrem ke konci křídla. Tím se potom také liší vlastnosti profilu a křídla. Křídlo má vlivem tohoto jevu menší vztlak než úsek nekonečného křídla stejné délky. Dalším zjednodušením je to, že nemusíme brát v úvahu geometrii celého křídla, ale pouze geometrii samotného profilu. Geometrii profilu nám popisuje jeho tloušťka, tětíva, maximální prohnutí profilu, střední čára a vzdálenost maximální tloušťky od náběžné hrany. U křídel se vyskytují navíc parametry jako úhel šípů, vzepětí, zkroucení a zúžení. [2]



Obrázek 2: Rozložení tlaku podél profilu [11]

Z předchozího odstavce je zřejmé, že aerodynamické účinky na křídlo se projevují jako vztlak, odpor a silový moment. Tlaky na stěnách profilu jsou úměrné dynamickému tlaku nerušeného proudu kapaliny. Velikost aerodynamických sil není závislá pouze na velikosti dynamického tlaku, který díky rychlosti roste s druhou mocninou, ale také na ploše, na níž tlak působí. Celkové vyjádření závislosti vztlaku, dynamického tlaku a plochy nám udává koeficient vztlaku. Pro výpočet vztlakové síly lze použít následující vztah. [1]

$$L = c_l \cdot S \cdot q = c_l \cdot S \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (1)$$

Kde c_l je koeficient vztlaku. Obdobně je to s vyjádřením odporové síly D a momentu M :

$$D = c_d \cdot S \cdot q = c_d \cdot S \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (2)$$

$$M = m \cdot S \cdot q \cdot b = c_m \cdot S \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot b \cdot v^2 \quad (3)$$

Velikost koeficientů závisí na více faktorech, nejdůležitějšími jsou tvar tělesa a úhel náběhu. Výsledná aerodynamická síla na profil je rovna součtu těchto sil, tedy $F^2 = L^2 + D^2$.

Mezní vrstva

Zatím jsme uvažovali pouze pohyb tělesa v ideální kapalině, skutečné kapaliny se liší tím, že jsou vazké, mají svoji viskozitu. To znamená, že dochází k vlastnímu tření mezi částicemi kapaliny. Toto tření je větší, čím vyšší je vzájemná rychlost dvou částic. Každé mechanické tření je doprovázeno ztrátami, tyto ztráty se projevují přeměnou mechanické energie částic v teplo. V našem případě se zabýváme spíše sportovním letectvím, vzniklé teplo je odváděno a nedochází k nárůstu povrchové teploty. Účinek viskózních sil nezávisí pouze na jejich velikosti, ale také na hustotě

hmoty, na kterou působí. Čím má hmota menší hustotu, tím budou účinky větší. Z tohoto důvodu se zavádí poměr síly vůči hmotě částic a nazývá se kinematická viskozita.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (4)$$

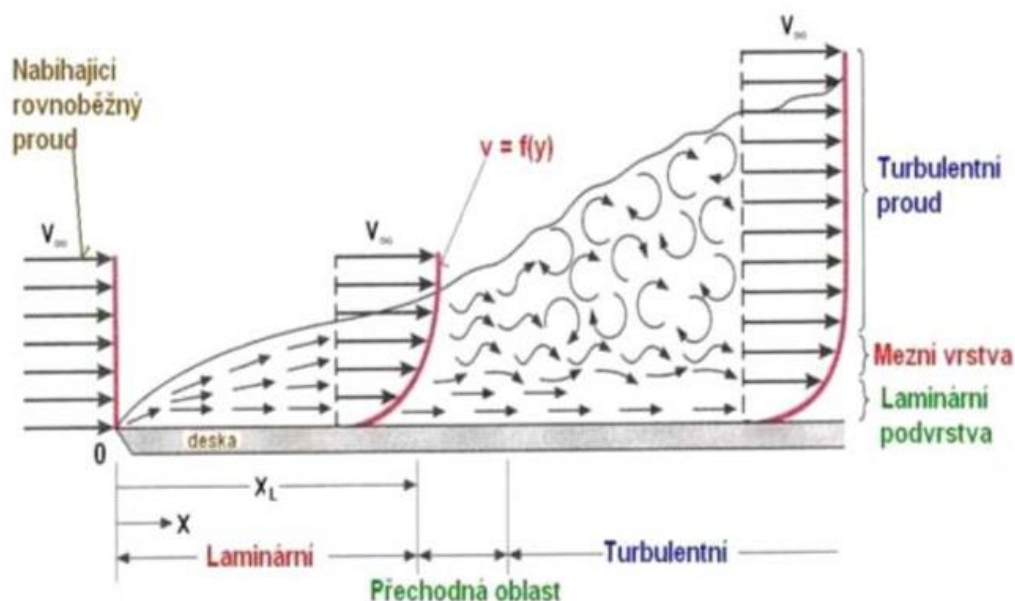
To jak vypadá tření podél profilu, lze vysvětlit na proudění vazké kapaliny podél tenké desky. Při proudění kolem tenké desky se nejprve vlivem tření zbrzdí částice u stěny. Tření však působí také mezi částicemi a tak částice brzděná stěnou začne brzdit částici proudící ve vyšší vrstvě. Vzájemným působením částic tak vznikne rychlostní profil. Silové působení mezi částicemi je nevyšší těsně u stěny, naopak dále od stěny silové účinky tření klesají. Na rychlostní profil má také vliv vzdálenost od náběžné hrany desky. Tloušťka ubrzděné oblasti roste se vzdáleností od náběžné hrany. Zpomalení částic u stěny způsobuje, že částice s nezměněnou rychlostí, které přitékají, se musí odklánět. Proudové čáry tak nejsou přímkami rovnoběžné s deskou, ale jsou od desky odkloněny. Tato situace je podobná i v případě profilu křídla, akorát je průběh proudnic značně složitější a závisí hlavně na tvaru profilu. [1]

Pokud je do proudu vzduchu vloženo křídlo nebo obecně jakékoliv těleso, na které působí vztlak, dochází také ke změně proudění v okolí tělesa. Tato změna je menší, čím dále se od křídla pohybujeme. Tento popis je přesným popisem víru, který se tvoří například na vodní hladině. Kapalina obíhá po soustředných drahách a s rostoucí vzdáleností od středu rychlost také klesá. Víry mohou vířit s různou intenzitou a rychlostí proto byla zavedena cirkulace, která vlastnosti víru popisuje. Mezi vztlakem tělesa a cirkulací platí následující vztah.

$$L = \rho \cdot \Gamma \cdot v \quad (5)$$

Tento vztah je základem teorie křídel a nazývá se „věta Žukovského a Kutty“. Z toho vyplývá, že vztlak bez cirkulace není možný. To samé platí o rychlosti proudění, bez níž vztlaku nelze dosáhnout. Obtékání profilu bez cirkulace by znamenalo posunutím odtokového bodu na horní stranu profilu. V důsledku toho by se kolem ostré odtokové hrany musely vytvářet nekonečně velké rychlosti což, není fyzikálně možné. Kapalina se tak těmto rychlostem vyhne utvořením víru u ostré hrany. Samotný vír nemá bez tření fyzikální podstatu a nemůže v kapalině vzniknout ani zaniknout. Tento vznik a zánik lze vysvětlit pouze působením vnitřního tření kapaliny. [1]

Při turbulentním proudění je laminární podvrstva tenká několik desetin milimetru, potom se nad touto vrstvou ve směru proudění začíná vyskytovat přechodová vrstva a nakonec je proudění plně turbulentní. Kdy se laminární proudění mění v turbulentní, nám udává kritické Reynoldsovo číslo. Při překonání této hodnoty je pohyb částic neuspořádaný všemi směry. V turbulentním proudění vznikají tečná napětí, která jsou určena změnou hybnosti vlivem průniku do jiné vrstvy. Turbulentní viskozita není konstantní, ale závisí na sdílení hybnosti fluktuací a odlehlosti od stěny. [5]



Obrázek 3: Přejídné proudění [12]

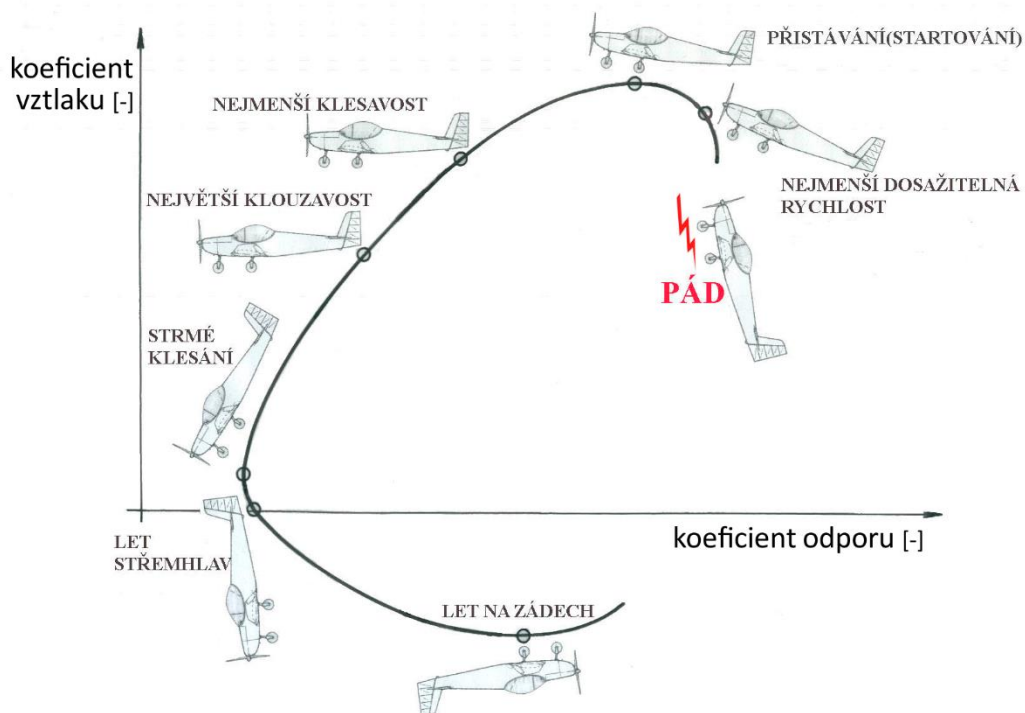
Vztlaková a odporová čára, polára profilu

Pro malé rychlosti a malé úhly náběhu se reálné proudění od ideálního liší pouze minimálně. Úhel náběhu je úhel, který svírá tětíva profilu s nabíhajícíím proudem vzduchu, tento úhel se mění v závislosti na režimu letu. Při vyšším úhlu náběhu se proudový obraz mění výrazně. Při vyšších úhlech náběhu se začne mezní vrstva od profilu odtrhovat, laminární proudění tak přechází v turbulentní. Odtržení nastává podle orientace na spodní nebo horní straně profilu.

Vztlaková čára nám ukazuje závislost koeficientu vztlaku právě na již zmíněném úhlu náběhu. Tato závislost je lineární tam, kde nedochází k odtržení mezní vrstvy. Při odtržení se průběh této závislosti výrazně mění. S rostoucím úhlem náběhu nám vztlak roste a to až do kritického úhlu náběhu. Při tomto úhlu náběhu dochází ke kritickému poklesu vztlaku. Je to způsobeno tím, že na odtržení mezní vrstvy nastává po téměř celé horní straně profilu. Vlivem odtržení ztrácí profil sání, které je pro vztlak rozhodující. Na vztlakové čáře nás tedy zajímá maximum, při jakém úhlu náběhu je koeficient vztlaku maximální. Tato hodnota je závislá na tloušťce profilu. Profily střední tloušťky dosahují maxima nejčastěji při 15°. Pro menší tloušťky profilu je i maximální koeficient vztlaku menší. O maximálním vztlaku rozhodují dva důležité faktory. V první řadě závisí na Reynoldsově čísle. Čím větší je Reynoldsovo číslo, tím bude i maximum vztlaku vyšší. Vychází to z teorie mezní vrstvy. Při turbulentním proudění dochází k odtržení mezní vrstvy při větších úhlech náběhu. Dalšími faktory jsou tloušťka profilu, poloměr náběžné hrany a prohnutí. Co se týče geometrických vlastností profilu, největší vliv na vztlak má prohnutí. [2]

Odporovou čáru získáme obdobným způsobem jako čáru vztlakovou. Na rozdíl od vztlaku kde požadujeme co nejvyšší hodnoty, odpor se snažíme co nejvíce snížit. Tímto nám pak roste hodnota aerodynamické jemnosti profilu. Třecí odpor není jedinou složkou aerodynamického odporu. Musíme brát v potaz i odpor tlakový, který je důsledkem mezní vrstvy. Tlak za tělesem je nižší než před ním. Tlakový odpor je dán touto diferencí. [2]

Čáru, kterou vynášíme do diagramu v souvislosti mezi vztlakem a odporem nazýváme polárou profilu. Tvar poláry je opět závislý na úhlu náběhu, pro každou hodnotu úhlu náběhu známe koeficient odporu a koeficient vztlaku, tím získáme jeden bod v diagramu. Spojnicí těchto bodů dostáváme poláru. Na vodorovnou osu zpravidla vynášíme koeficient odporu a na osu svislou koeficient vztlaku. Polára profilu nám tak přímo dává možnost porovnat poměr vztlaku a odporu. Tento poměr je roven tangente úhlu, který svírá průvodič bodu na poláře se svislou osou. Úhel pak udává odchýlení celkové síly F od působení na profil od směru vztlaku. V diagramu ale často nevynášíme vztlak a odpor v měřítku, protože vztlak nabývá řádově vyšších hodnot. Nyní se podívejme na význam poláry a na význačné body. Některé body jsou totiž typické pro určitý režim letu. Na vodorovné ose je bod nulového vztlaku, tento úhel náběhu se využívá při letu střemhlav. Zpravidla výše se u nesymetrických profilů nachází bod nejmenšího odporu. Pro tento úhel náběhu je snaha létat při maximálních rychlostech. Pokud budeme stoupat po poláře dále směrem vzhůru, narazíme na bod nejlepšího klouzání, což je minimální hodnota poměru odporu vůči vztlaku. Klouzání letounu se uplatňuje, pokud není přítomný tah motoru. Charakteristickým příkladem jsou pak klouzáky. Nad tímto bodem bychom našli bod nejlepší klesavosti. Při klouzání pod úhlem náběhu odpovídajícímu nejlepší klesavosti se letoun z dané výšky udrží nejdéle ve vzduchu. Nakonec vrchol poláry nám značí bod nejvyššího vztlaku, za tímto bodem následuje odtržení proudu a náhlý pokles vztlaku. Pokles vztlaku může být i pozvolný. Úhel náběhu, který dosahuje nejvyššího vztlaku, se využívá zejména po startu letounu a jeho přistání. Ostatní body za vrcholem poláry odpovídají stavu přetažení letounu. Na dolním konci poláry lze ještě zmínit maximum záporného vztlaku. Po tomto krátkém rozboru vidíme, že polára profilu nám ukazuje nejdůležitější prvky, které jsou směrodatné pro výběr vhodného profilu pro křídlo letounu. Význačné body jsou na následujícím obrázku. [1]



Obrázek 4: Významné body na poláře [13]

Prostředky pro zvýšení vztlaku

Tato kapitola se bude zabývat způsoby, které vedou ke zvýšení vztlaku. Na začátek se podívejme na rovnováhu letu v ustáleném stavu. Ten je dán dvěma podmínkami. První podmínka říká, že tah motoru je v rovnováze s odporem letounu. Druhá podmínka nám pak říká, že tíha letounu je v rovnováze se vztlakem letounu. Předpokladem je, že vztlak vzniká pouze na křídle. Jestliže vztlak vzniká pouze na křídle, pak se prostředky pro zvýšení vztlaku budou týkat geometrie profilu křídla nebo zvětšením plochy křídla jak je uvedeno v předchozích kapitolách. Druhou cestou jak toho dosáhnout, je snížení váhy letounu. [2]

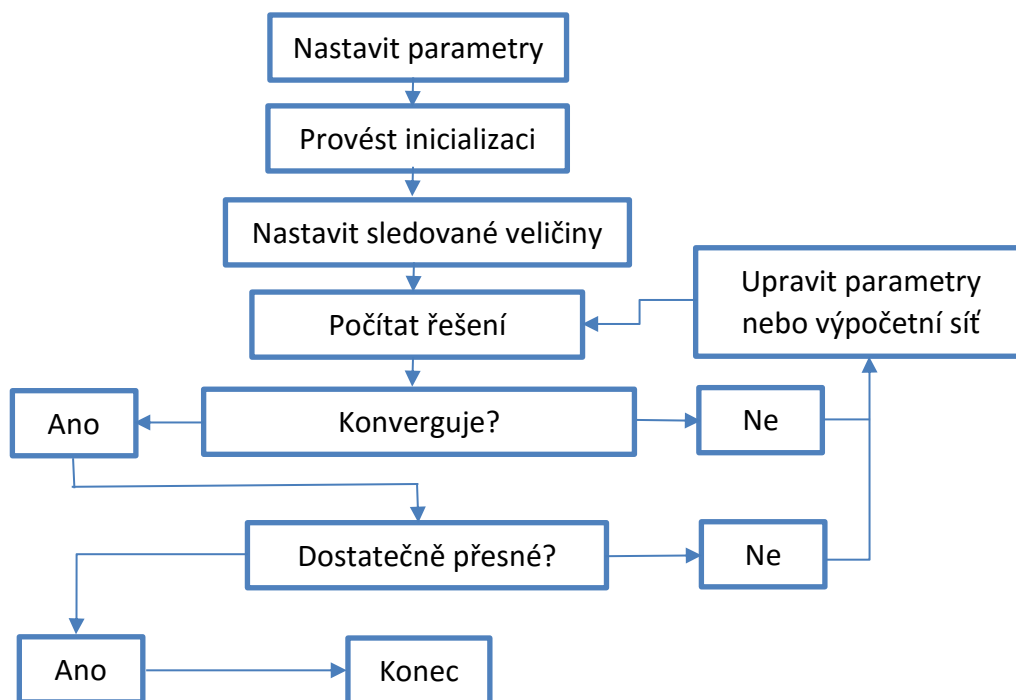
Zkušenost ukazuje, že minimální rychlost podzvukových letounů je přibližně třetinová oproti rychlosti maximální. Toto platí bez použití pomocných zařízení. Zvyšování maximální rychlosti je ale doprovázeno zvyšováním rychlosti minimální. Problém nastává při startu a přistání letounu. Pro tyto režimy letu se snažíme minimální rychlost co nejvíce snížit. Pokud se budeme zabývat pouze profilem a jeho tvarem, a pomineme snižování hmotnosti letounu, zbývají nám tyto možnosti. Přírůstek maximálního vztlaku změnou prohnutí profilu nebo úpravou mezní vrstvy. [2]

Zvětšením prohnutí profilu dosáhneme sklopením zadní části profilu pomocí klapky. Klapky mohou mít různou konstrukci a tvar. Mezi základní klapky patří jednoduchá, odklápěcí, s posuvem, šterbinová a dvoušterbinová. Doporučená hloubka klapky závisí na jejím druhu, například jednoduchá klapka dosahuje hloubky 20-30% tětivy profilu. Dalším způsobem zvýšení tlaku je již výše zmíněná úprava mezní vrstvy. Tato úprava je možná pomocí slotu, který je na rozdíl od klapky umístěn hned za náběžnou hranou. Princip spočívá v průchodu proudu o vyšší energii na sací stranu profilu, tím se aktivuje zpomalená mezní vrstva. Slot může být pevný nebo zatahovací a jeho účinky jsou podobné jako účinky vztlakové klapky. Slot umožňuje protažení původní vztlakové čáry, zatímco u klapky se u vztlakové čáry ještě navíc sníží kritický úhel náběhu, tím je od původní čáry posunuta více doleva. [1]

3. Numerické řešení

ANSYS Fluent

Software Ansys Fluent je počítačový program pro modelování proudění tekutin, přenos tepla a chemických reakcí. V této práci se budeme zabývat pouze prouděním tekutin. V současné době se simulace proudění stala významným nástrojem při návrhu a vývoji nejen malých dopravních letadel. Nasazení těchto metod stále roste díky možnostem výkonnější výpočetní techniky. Je to však zatím jen pomocný nástroj a experimentální měření nenahrazuje, ale pouze urychluje, snižuje jeho náklady a pracnost. [4] Pokud chceme řešit problematiku obtékání profilů, musíme postupovat následovně. Nejdříve musíme problém definovat. To znamená, že musí být jasné co je vstupem a co výstupem úlohy, víme na co se zaměřit. V našem případě se budeme zabývat působením sil na vybraný profil. Poté můžeme vytvořit model pro danou geometrii, v případě obtékání profilu netvoří geometrii pouze profil, ale také jeho okolí. Toto okolí musí mít dostatečnou velikost, abychom byly schopni zaznamenat rozložení tlaků po profilu nebo úplav který se tvoří za profilem. Také nesmí docházet k ovlivnění výsledku přítomností okrajových podmínek. K dané geometrii musíme vytvořit výpočetní síť. Pokud máme toto hotovo, následuje nastavení počátečních podmínek. Tyto úkony patří do první části zvané preprocessing. Další část processing se zabývá nastavením fyzikálních parametrů, například volba materiálu dále výběrem vhodného matematického modelu a nakonec samotný výpočet. Každé řešení musíme vždy analyzovat. Tím se zabývá poslední část zvaná postprocessing, která umožňuje zobrazení proudnic, vektorového pole, výpočet sil nebo rozložení tlaku po profilu. Při řešení daného problému je důležité si ujasnit jaký výpočetní model je pro řešení nejvhodnější, jaká je naše požadovaná přesnost řešení a jak rychle výsledek potřebujeme. Pokud není řešení postačující, postupujeme podle následujícího schématu.



Obrázek 5: Postup numerického výpočtu

Izotermní proudění nestlačitelné tekutiny

V případě obtékání křídla se jedná o třírozměrné proudění, zatímco obtékání profilu je proudění dvourozměrné neboli rovinné. Je charakterizováno veličinami, jako je rychlost, která závisí na poloze v rovině. Fyzikální popis proudění nám umožňuje zákon zachování hybnosti. Tento zákon je vyjádřen Navier-Stokesovými rovnicemi spolu s rovnicí kontinuity. [5] Tyto rovnice popisují laminární i turbulentní režim proudění, jejich tvar je následující:

Rovnice kontinuity:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

Navier-Stokesovy rovnice:

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{u} + \rho \vec{f} \quad (7)$$

místní zrychlení + konvektivní zrychlení = zrychlení tlakovým gradientem + tření + objemové síly

Složkový zápis (dvourozměrné proudění):

$$\rho \left(\frac{\partial u_x}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_x}{\partial y} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} \right) + \rho g_x \quad (8)$$

$$\rho \left(\frac{\partial u_y}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_y}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_y}{\partial y} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} \right) + \rho g_y \quad (9)$$

Aby byly rovnice řešitelné, musíme stanovit okrajové podmínky.

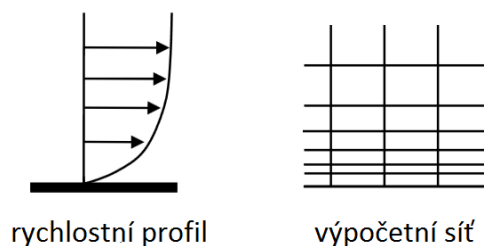
Tvorba výpočtové sítě

Výpočtová oblast pokrytá sítí je základem pro matematické modelování. Síť představuje systém rozdělení výpočtové oblasti na sebe navazující 2D buňky v rovině. Na vytvořenou síť lze pak matematický model tvořený vztahy a rovnicemi aplikovat. Matematické modely založené na numerickém řešení systému parciálních diferenciálních rovnic, vyžadující zadané okrajové podmínky, jsou silně limitovány výkonem výpočetní techniky. Z toho vychází zásady pro tvorbu výpočetní sítě.

- čím více rovnic je v matematickém modelu zahrnuto, tím je výpočet náročnější
- s počtem buněk ve výpočtové oblasti se také zvyšuje náročnost výpočtu
- kvalita sítě nám také může náročnost výpočtu snížit nebo zvýšit

Mezi hlavní limitující faktory dnešní výpočtové techniky patří především počet buněk. V každé buňce je počítáno několik různých veličin, proto z časového hlediska se snažíme počet buněk co nejvíce snížit. Další důležitý faktor je velikost samotných buněk. Velikost musí odpovídat řešenému problému a to tak, aby byl zachycen fyzikální děj. Vysokým počtem buněk toho lze dosáhnout snadno, ale v praxi to není možné díky omezenému výkonu výpočetní techniky. Pro řešení tohoto problému se používá zhušťování buněk tam, kde potřebujeme daný jev zachytit. Řidší síť pak použijeme v místech, která pro nás nejsou zajímavá. Příkladem je mezní vrstva, kde bude síť jistě hustší. Zhušťování buněk by však mělo být plynulé, nemělo by docházet ke skokovým změnám velikosti. [5]

Výpočetní síť můžeme rozdělit na strukturovanou a nestrukturovanou. Strukturovaná síť je tvořena pro dvourozměrný případ úlohy obdélníkem. Platí zde pravidlo, že hranice prvků musí sousedit s jedinou hranicí sousedního elementu, díky tomu nelze síť zhušťovat libovolně, ale jen změnou velikosti elementů. [5] Výhodou této metody je jednoduchost, která se projevuje hlavně v samotné tvorbě. Obdélníky jako strukturované buňky v síti zabírají větší plochu, než trojúhelníky nebo hexagony. Počet buněk je tak menší a s tím klesá i náročnost výpočtu. Strukturovaná síť však nelze použít pro složitou geometrii. Tím se dostáváme k síti nestrukturované. Její hlavní výhodou je neomezenost uspořádání buněk, změna hustoty sítě je snadná. Obě metody lze kombinovat, například lze využít strukturované sítě v mezní vrstvě a v okolí pak použít síť nestrukturovanou. Vhodné rozložení buněk v blízkém okolí mezní vrstvy ukazuje následující obrázek 6. [6]



Obrázek 6: Zachycení rychlostního profilu [14]

Posouzení kvality výpočtové sítě

Kvalita sítě významně ovlivňuje úspěšnost výsledku simulace a také rychlost konvergence řešení. Abychom mohli kvalitu sítě posoudit, vznikla kritéria, která zohledňují následující:

- velikost buněk- s ohledem na modelovaný děj a požadavek na přesnost výpočtu
- vhodnost uspořádání buněk v prostoru- například návaznost buněk a jejich zhuštění
- kvalita samotných buněk- například nesouměrnost, poměr hran prvků

Nejvýznamnějším kritériem je nesouměrnost (Skewness). Ta posuzuje, jak hodně je buňka svým tvarem blízká ideálnímu pravidelnému geometrickému tvaru. Musíme přihlídnout ke schématu sítě, pokud je buňka deformovaná je její kvalita horší a tím se snižuje i kvalita sítě. Toto kritérium je vyjádřeno bezrozměrným číslem. Toto číslo nabývá rozsahu od 0 do 1, kde 0 znamená nejlepší výsledek a 1 výsledek nejhorší a nazývá se míra zkosení buňky nebo také míra deformace. Výslednou hodnotu dostaneme z následujícího vztahu.

$$TRI = \frac{S_{\text{optimální}} - S_{\text{reálná}}}{S_{\text{optimální}}} \quad (10)$$

$S_{\text{optimální}}$ představuje optimální plochu buňky a $S_{\text{reálná}}$ představuje reálnou plochu buňky. Míra deformace může být vyjádřena i úhlovou odchylkou. [5] Dalším významným kritériem je pak poměr hran prvků (Aspect ratio), jak název napovídá, jde o vzájemný poměr hran jednotlivých buněk. Konkrétně nás zajímá poměr nejdelší hrany k hraně nejkratší. Ideální je, když je tento poměr roven hodnotě 1. [6]

Předchozí kritéria hodnotí kvalitu samotných buněk, která se významně podílí na kvalitě výsledně výpočetní sítě. Pro správné posouzení kvality musíme přihlídnout také k vzájemnému postavení jednotlivých buněk v rovině nebo v prostoru. Zde je hlavním ukazatelem rychlost změny

rozměrů buněk. Zajímá nás tedy poměr velikosti hran dvou sousedních buněk v jednom směru. Tento poměr je vyjádřen následujícím vztahem.

$$\frac{\Delta X_{i+1}}{\Delta x_i} \leq 1,2 \quad (11)$$

Maximální doporučený poměr je 1,2. Pokud tento poměr bude větší, kvalita sítě se nám opět zhoršuje. [6]

Metody matematického modelování

Při obtékání profilu přechází laminární proudění postupně v proudění turbulentní. Modelování turbulence je stále ve fázi výzkumu a vývoje. Výhodou simulace turbulentního proudění je známost trojdimenzionálních struktur, které měřením v laboratoři získáme jen obtížně. Tyto prostorové struktury nazývané eddies jsou tvořeny turbulentními víry různých velikostí. Víry lze popsat délkovým a rozměrovým měřítkem. Základem jednodušších matematických modelů turbulence je popis lokálního stavu turbulence vírovou neboli turbulentní viskozitou. Tato viskozita je vyjádřena pomocí délkového a rychlostního měřítka. Základní problém výpočtu spočívá v přítomnosti Reynoldsových napětí. Systém pohybových rovnic tak není uzavřen jako v případě laminárního proudění. Řešitelný systém rovnic se nazývá model turbulence a obsahuje soubor přídavných rovnic a empirických vztahů. Modelů turbulence je hned několik. Rozdělením podle metody dostáváme metodu přímou (DS), metodu velkých vírů (LES) a metodu časovaného středování (RANS). Poslední metoda kromě Reynoldsových napětí využívá Boussinesquovu hypotézu, která se pak dělí na nula, jedno a dvourovnicový model. Tato hypotéza předpokládá, že podobně jako v laminárním dvourozměrném proudění platí pro smykové napětí Newtonův vztah, tak v turbulentním napětí a toku pak platí úměrnost gradientu střední rychlosti, teploty, koncentrace a dalších veličin. Nyní se podíváme na samotné modely založené na Boussinesquově hypotéze. Pro tuto práci jsou použité zejména jedno a dvourovnicové modely RANS (Reynolds-Average Navier-Stokes), kterých je hned několik. Důležité je si uvědomit, že neexistuje žádný turbulentní model, který by přesně předpovídal všechna turbulentní proudění s dostatečnou přesností. [5]

Ve fluentu jsou dostupné následující turbulentní modely.

(SA) Spalart-Allmaras:

Rovnice popisující proudění tohoto turbulentního modelu obsahuje člen materiálové i turbulentní viskozity. Turbulentní viskozita je určena pomocí jedné bilanční rovnice a konstitutivních vztahů. Simulace využívající tento model jsou poměrně rychlé. Použití je možné jak pro stacionární tak i pro nestacionární simulace. Bilanční rovnice pro určení vlivu turbulence bilancuje modifikovanou turbulentní viskozitu. Tato veličina je nastavena v okrajových podmínkách a při inicializaci. Míra turbulentnosti se nejlépe určuje velikostí poměrů turbulentní a molekulární viskozity. Modifikovaná turbulentní viskozita se nastavuje podle tohoto poměru. [7] Tento model je používám pro aerodynamiku a aplikaci lopatkových strojů s mírným odtržením mezní vrstvy. Například supersonické a transsonické proudění okolo leteckých profilů. [6]

$k-\varepsilon$:

Podobně jako v SA modelu je zde používán člen turbulentní vazkosti, která je počítána pomocí dvou bilancovaných veličin k a ε , kde k značí turbulentní kinetickou energii a ε značí turbulentní disipaci. Parametry k a ε jsou určeny dvěma bilančními rovnicemi. Jejich hodnota je nastavena v okrajových podmínkách a při inicializaci. Tento model se používá především pro velmi turbulentní proudění a má několik modifikací. [7] Standart $k-\varepsilon$ (SKE) je nejrozšířenější, hlavní nevýhodou je nepřesnost pro silně odtržené proudění, velké aerodynamické zakřivení a velký tlakový gradient. Další modifikací je Renormalization group $k-\varepsilon$ (RNG). Tato modifikace je více komplexní pro smykové proudění, proudění s vysokou mírou deformace, vírů a odtržení. Poslední modifikací je Realizable $k-\varepsilon$ (RKE), ta nachází použití tam, kde předchozí modifikace nestačí. Výhodou je možnost výpočtu proudění s rotací, s mezní vrstvou s nepříznivým tlakovým gradientem, s odtržením a s recirkulací. [6]

$k-\omega$:

Velice podobný modelu $k-\varepsilon$. Místo veličiny ε ale bilancuje veličinu ω . Nastavení okrajových a počátečních podmínek je také velmi podobné jako v případě $k-\varepsilon$. Ve srovnání s předchozím modelem však dosahuje lepších výsledků (SST) a to i v případě silně turbulentního proudění, tento závěr však nelze zobecnit. [7] Tento model zahrnuje dvě modifikace. Standart $k-\omega$ (SKW) je nejvíce používána v letectví a v komunitách okolo lopatkových strojů. Umožňuje výpočet vlivu stlačitelnosti a přechodového proudění. Druhou modifikací je Shear Stress Transport $k-\omega$ (SST), která kombinuje model SKW v mezní vrstvě a model SKE ve vnější části mezní vrstvy. [6]

Reynolds stress:

Použití hlavně pro stacionární modelování. Bilancuje přímo členy Reynoldsova tenzoru napětí a uvažuje neizotropní turbulenci. Výpočet je většinou přesnější než při použití ostatních modelů. Hlavní nevýhodou je však nízká rychlost. Okrajové a počáteční podmínky se nastavují pomocí dvou veličin, například k a ε . [7]

Okrajové a počáteční podmínky

Pokud máme vymodelovanou výpočetní síť a zvolený turbulentní model, můžeme přistoupit k definování okrajových a počátečních podmínek, bez nichž není řešení vybraného matematického modelu možné. Aby vedl výsledek ke správnému řešení, musíme zadat konkrétní informace o závislých proměnných (proudění) na hranici domén. Špatná definice může mít velký dopad na přesnost výsledku simulace. Na hranici domény by měla být nesouměrnost buněk co nejmenší. Okrajové podmínky zahrnují identifikaci umístění hranic sítě. Mezi základní okrajové podmínky patří například tlakový vstup (výstup), rychlostní vstup (výstup), hmotnostní tok nebo definice stěny, kde je rychlost proudění nulová. Je důležité definovat i vnitřní geometrii, která tvoří obtékané těleso. Široké spektrum okrajových podmínek umožňuje proudění vstoupit a vystoupit z řešené domény. [6]

Konvergence

Při simulaci proudění v programu Fluent je důležité získat konvergentní řešení. Jedním ze způsobů určení konvergence je pomocí reziduálů. Ty představují maximum rozdílu dvou odpovídajících si veličin ve stejném bodě sítě ve dvou po sobě jdoucích iteracích. Reziduály se vyhodnocují pro všechny počítané veličiny v každém kroku iterace a jsou následně zobrazeny. Podle grafického vyhodnocení reziduálů pak můžeme určit, jestli řešení konverguje, diverguje nebo osciluje. Jestliže se hodnota reziduálu snižuje, pak řešení konverguje. Pokud chceme rychlost řešení zrychlit, můžeme upravit relaxaci, ta redukuje změny každé proměnné v každé iteraci. Ustálení reziduálů, nebo jejich pokles pod určitou hodnotu nemusí být vždy zárukou konvergujícího řešení. Proto je obecně vhodné sledovat některé veličiny, jako tlak a objemový tok v průběhu řešení. [5]

4. Řešení obtékání leteckého profilu

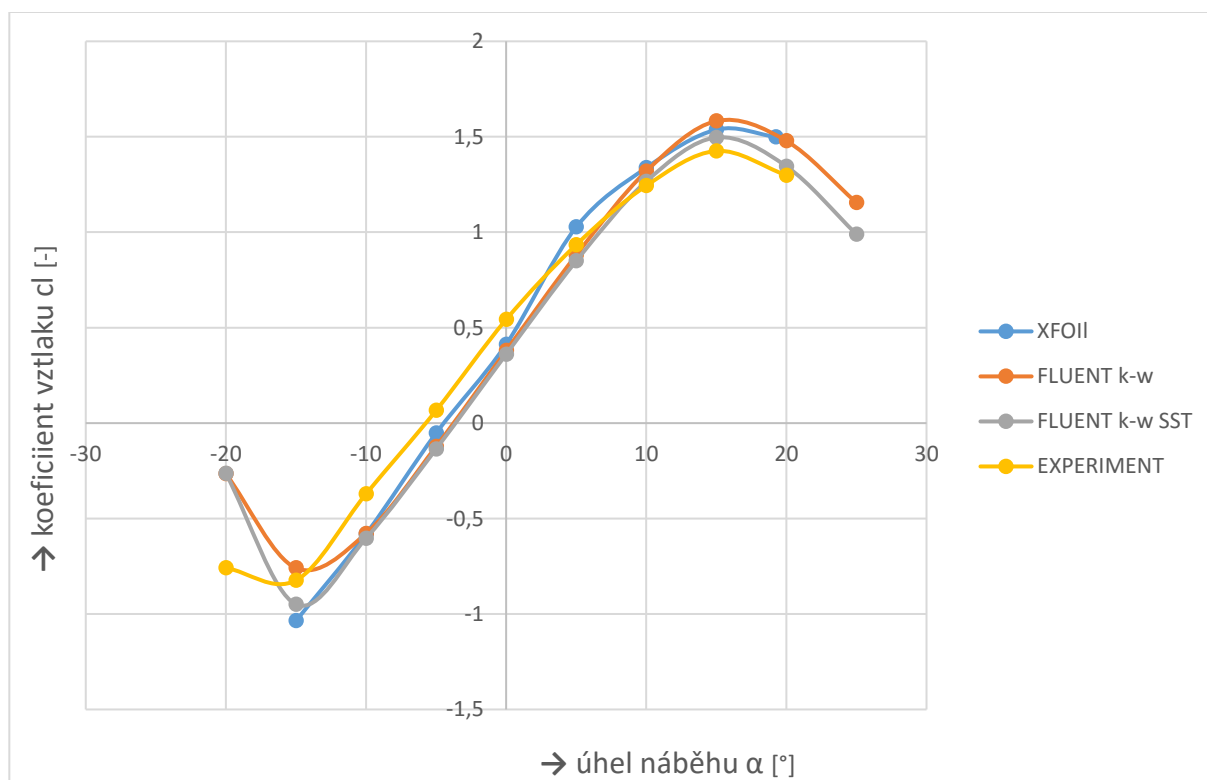
Výběr výpočetního modelu

Dříve než začneme zadaný profil počítat, je potřeba vybrat vhodný výpočetní model a ověřit jestli výsledné řešení vyhovuje našim požadavkům. Metodika výpočtu je ověřena na profilu NACA 4415. Profilová řada je pojmenována podle organizace Národní poradní výbor pro aeronautiku. Čtyřmístné číslo za názvem definuje profil následovně:

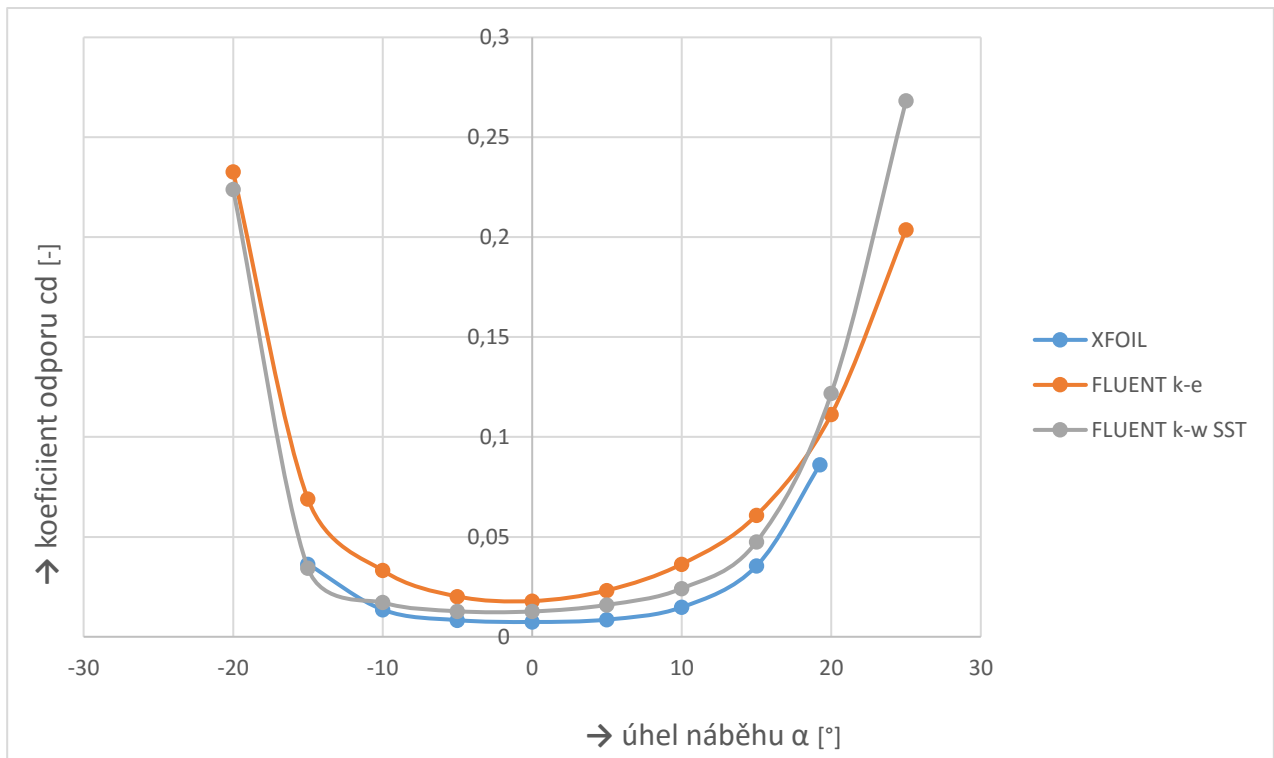
- první číslo- maximální prohnutí v procentech ve vztahu k těživě profilu
- druhé číslo- umístění maximálního prohnutí od náběžné hrany ve vztahu k těživě profilu
- třetí, čtvrté číslo- maximální tloušťka profilu v procentech ve vztahu k těživě profilu

Z daného označení je možné pomocí příslušných rovnic vypočítat přesný tvar profilu.

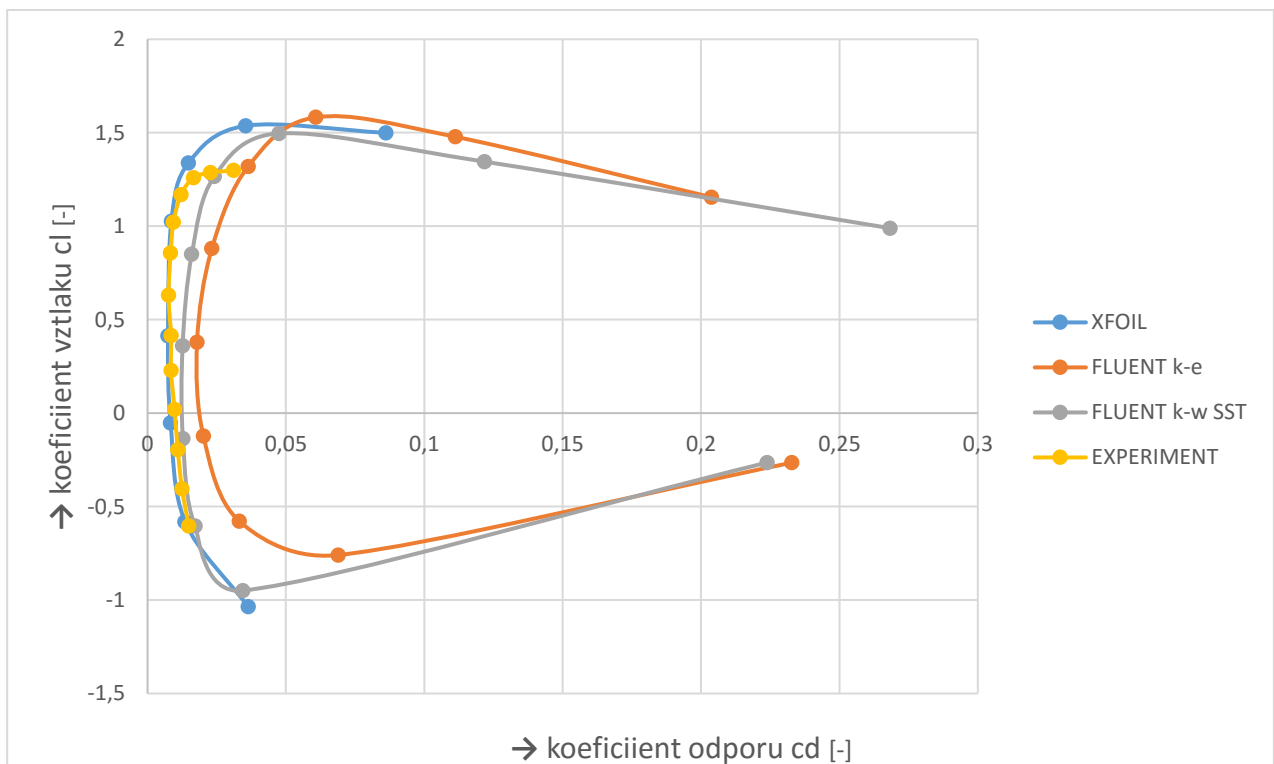
Výhoda některých profilů řady NACA je v dostupnosti experimentálních dat, které můžeme s výpočtem ve Fluentu porovnat. Porovnáme dva výpočetní modely, které lze použít pro obtékání leteckých profilů. Prvním výpočtovým modelem je Standart k- ϵ pro velmi turbulentní proudění a druhým je Shear Stress Transport k- ω . Kromě experimentálních dat [16] můžeme vztlakovou a odporovou čáru a poláru porovnat s výpočty s programem Xfoil. Tento program slouží pro výpočet profilu křídla pro podzvukové proudění. Výpočty jsou založeny na dvourozměrné panelové metodě. Tento program je přesný pro vyšší Reynoldsova čísla, takže pro naše účely postačuje. Souřadnice bodů a výsledné řešení v programu Xfoil jsou pro tuto práci získány z databáze Airfoiltools [15]. Průběh výpočtu včetně vytvoření sítě a nastavení Fluentu je ukázáno dále pro zadaný profil. Výsledky řešení a porovnání jsou na následujících obrázcích.



Obrázek 7: Porovnání výpočtů vztlakové čáry profilu NACA 4415 různými metodami s experimentálním měřením



Obrázek 8: : Porovnání výpočtů odporové čáry profilu NACA 4415 různými metodami



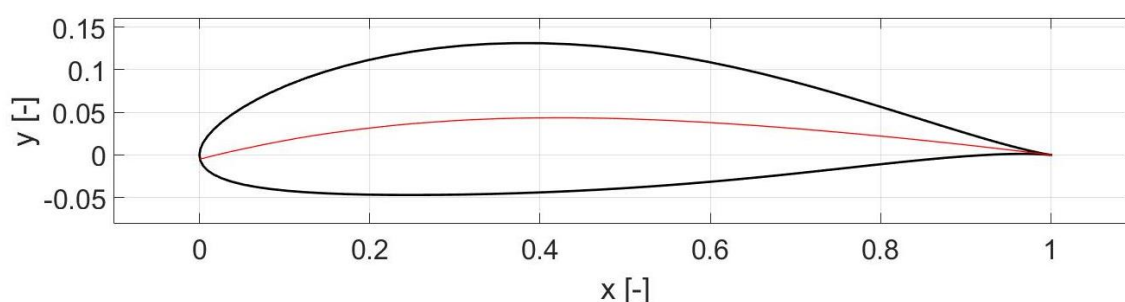
Obrázek 9: : Porovnání výpočtů poláry profilu NACA 4415 různými metodami s experimentálním měřením

Z výsledků vztakové čáry je patrné, že všechny numerické metody se od experimentu více či méně liší. Pokud porovnáme obě metody výpočtu, lepších výsledků rozhodně dosahuje metoda Shear Stress Transport $k-\omega$. Co se týče vztlaku, jsou na tom obě metody, co se shody s

experimentem týče, podobně. Hodnoty v lineární části jsou téměř totožné. Rozdíl je však v predikci odporu, kde metoda Shear Stress Transport $k-\omega$ dosahuje značně lepších výsledků, které se projeví i na samotné poláře profilu, kde metoda Shear Stress Transport $k-\omega$ kopíruje její tvar přesněji.

Vybraný profil

Vybraný profil pro podrobnou analýzu možnosti osazení klapkou je FX 84-W-175, výběr profilu proběhl podle optimalizace, kterou se zabývá jiná bakalářská práce. Tato profilová řada je pojmenována po doktorovi Francovi Xaverovi Wortmannovi, odtud označení FX. Číslo 84 pak značí, v jakém roce byl profil navržen (1984). Číslo 175 odkazuje na desetinásobek tloušťky profilu v procentech. Tento profil bude použit pro sportovní výkonnostní ultralehký letoun, který je zatím ve fázi projektu. Profil má následující tvar a rozměry.



Obrázek 10: Geometrie profilu FX 84-W-175

Tabulka 1

Hloubka	500 mm
Maximální tloušťka	17,5 % (tětiva 37.1%)
Maximální prohnutí	4,4 % (tětiva 43,5%)

Cílem této práce je navrhnout vztlakové klapky pro tento profil a provést simulaci obtékání vysunutých klapek v různých polohách.

Na začátek si musíme stanovit parametry, které se promítnou do samotného numerického řešení. Určení těchto parametrů ukazuje tabulka 2.

Tabulka 2

Teplota vzduchu	288,15 K
Hustota vzduchu	$1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$
Dynamická viskozita	$1,7984 \cdot 10^{-5} \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$
Reynoldsovo číslo	1 000 000

Z Reynoldsova čísla lze přibližně určit rychlost obtékání profilu. Z Reynoldsova čísla se vychází proto, že pro dané Reynoldsovo číslo víme průběh samotné poláry profilu. To nám umožňuje nastavení výpočetní sítě i simulace tak, aby byly výsledky co nejpřesnější a zároveň je lze kontrolovat. Z definice Reynoldsova čísla obtékání profilu vypočítáme rychlost proudění.

$$v_0 = \frac{Re \cdot \mu}{\rho \cdot x} = \frac{1000000 \cdot 1,7984 \cdot 10^{-5}}{1,225 \cdot 0,5} = 29,3616 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (12)$$

Jedná se u ultralehké letadlo, kde je rychlost podzvuková, to můžeme dokázat pomocí Machova čísla, kde vidíme, že se jedná o subsonické proudění. Machovo číslo nepřesahuje hodnotu 0,3 a tak lze zanedbat stlačitelnost proudění.

$$Ma = \frac{v}{c} = \frac{29,3616}{340,3} = 0,0863 \quad (13)$$

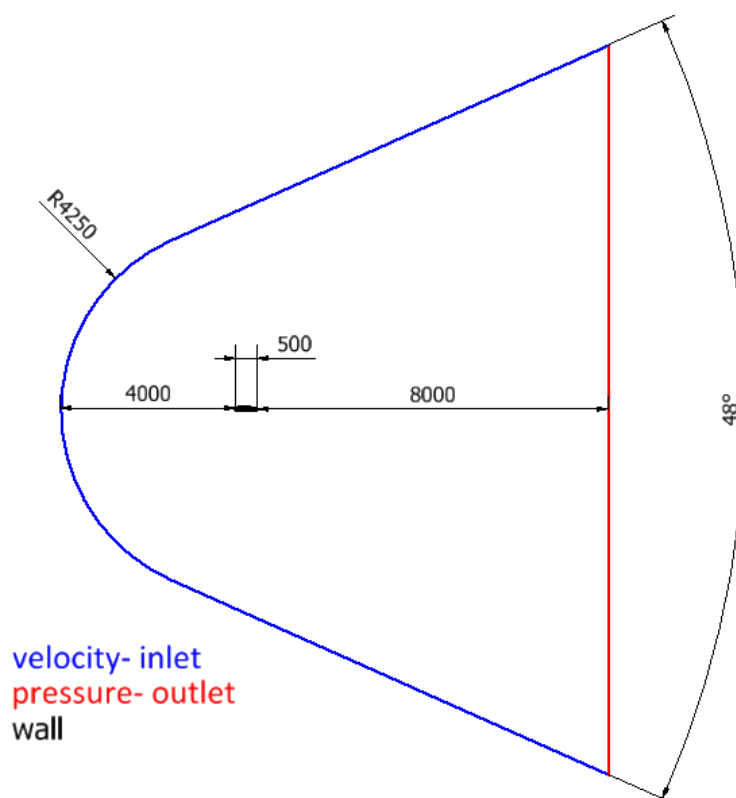
Geometrie výpočetní sítě

Návrh geometrie výpočetní sítě musí odpovídat řešené úloze. Okolo profilu vytvoříme síť, která nám umožní správné řešení. Je potřeba stanovit prostor před profilem, z horní a dolní strany profilu a také za profilem. Kolik prostoru potřebujeme lze stanovit pomocí čísla, které udává násobek rozměru tělivity profilu. Před profilem musí být dostatek místa pro vstup proudění do výpočetní domény dostatečný na to, aby se proudění od vstupu stačilo ustálit. Z horní a dolní strany profilu musíme vytvořit prostor pro zachycení rozložení tlaku podél profilu. Prakticky však musí být prostor mnohem větší z důvodu minimalizace ovlivnění přítomností okrajových podmínek. Za profilem musí být prostor pro zachycení odtrženého proudu a odtok proudění z výpočetní domény. Stanovené rozměry výpočetní sítě udává tabulka 3.

Tabulka 3

prostor	násobek tělivity k
před profilem	8
pod/nad profilem	8,5
za profilem	16

Tvar domény včetně okrajových podmínek je zachycen na obrázku 11.



Obrázek 11: Určení okrajových podmínek výpočetní domény

Z tohoto tvaru je zřejmé, že vstup je umožněn pouze pod omezeným úhlem. Tento úhel nabývá hodnoty 24 stupňů. Vytvořením sítě pro tuto geometrii stanovíme okrajové podmínky. Pro tuto úlohu nám postačí tři základní druhy. Okrajová podmínka no-slip wall nám udává nulovou rychlost na povrchu stěny. Tato stěna je v našem případě tvořena profilem. Další podmínkou je velocity-inlet, která určuje vstup proudění s definovanou rychlostí. Výstup proudění nám zaručí podmínka pressure-outlet, která je na výstupu definována statickým tlakem a lze použít pouze v případě subsonického proudění. Když máme vytvořenou základní geometrii, můžeme přejít k meshování.

Mesh výpočetní síť

Nyní je třeba výpočetní geometrii vyplnit buňkami tak, aby byl výpočet co nejpřesnější s požadavkem reálné rychlosti výpočtu. V těsné blízkosti profilu je třeba, aby byly buňky dostatečně malé. Velikost buněk v oblasti profilu je dána mezní vrstvou. Tloušťku mezní vrstvy pro náš případ můžeme odhadnout ze vztahu, který je platný pro obtékání tenké desky.

$$\delta = \frac{0,37 \cdot x}{\sqrt[5]{Re}} = \frac{0,37 \cdot 0,5}{\sqrt[5]{1\,000\,000}} = 0,01117m \quad (14)$$

Podle turbulentního modelu musí být v těsné blízkosti profilu obsaženo určité množství buněk. Například pro model k-ε standart stačí, aby se v mezní vrstvě vyskytovala jedna buňka, pro model k-ω SST musí být počet buněk značně vyšší. Další důležitou veličinou, kterou je třeba se při vytváření sítě řídit je y^+ . Tato veličina určuje bezrozměrnou vzdálenost od stěny k prvnímu uzlu sítě a je závislá na rychlosti. Může nabývat různých hodnot podle zvoleného matematického modelu, ale vždy musí minimálně jedna buňka ležet v mezní vrstvě. Pokud očekáváme odtržení proudění, bude výpočetní síť v mezní vrstvě jemná a bude tedy obsahovat více buněk. Nevýhoda této bezrozměrné veličiny je právě její závislost na rychlosti, protože ve většině případů není rychlost podél stěny konstantní. Z tohoto důvodu je důležité tuto veličinu kontrolovat v rámci post-processingu. Vztahů pro výpočet vzdálenosti prvního uzlu od stěny v závislosti na y^+ je hned několik, lze použít následující.

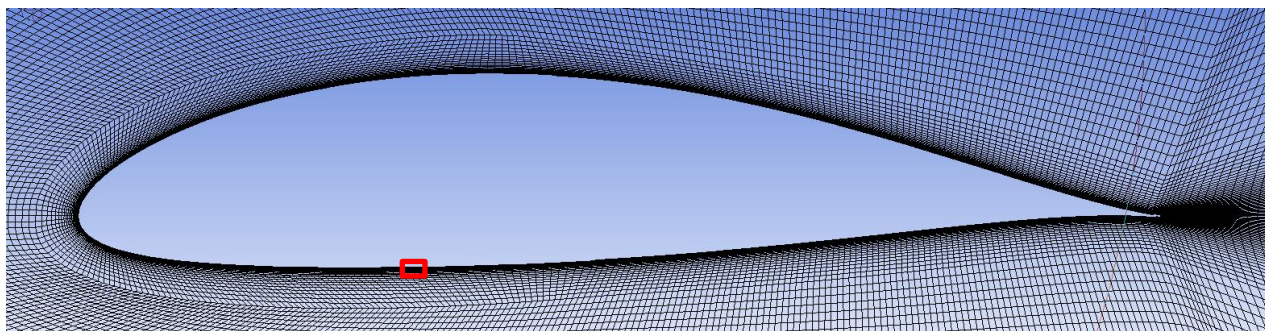
$$\Delta y = x \cdot y^+ \cdot \sqrt{74} \cdot Re^{-\frac{13}{14}} = 0,5 \cdot 1 \cdot \sqrt{74} \cdot 1\,000\,000^{-\frac{13}{14}} = 1,1539 \cdot 10^{-5}m \quad (15)$$

Hodnota y^+ odpovídá turbulentnímu modelu Shear Stress Transport $k-\omega$, volba tohoto modelu proběhla na základě porovnání přesnosti výpočtu. Geometrie samotného profilu není složitá, proto pro simulaci obtékání postačí strukturovaná síť, která je jednodušší a pro naši úlohu postačující.

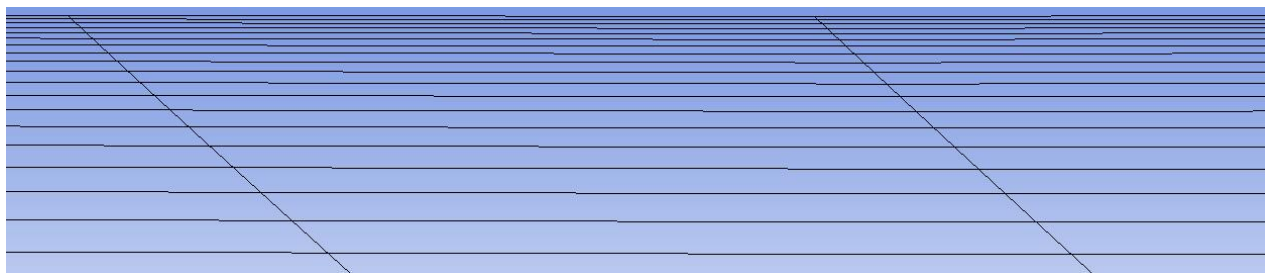
Výpočetní síť v blízkém okolí profilu, včetně detailu zachycení mezní vrstvy je zachycena na obrázku 12 a 13. Základní vlastnosti výpočetní sítě jsou shrnuty v tabulce číslo 4.

Tabulka 4

počet uzlů	141 049
počet buněk	140 069
Aspect ratio	Max 273 Min 1
Skewness	Max 0,79 Min 0

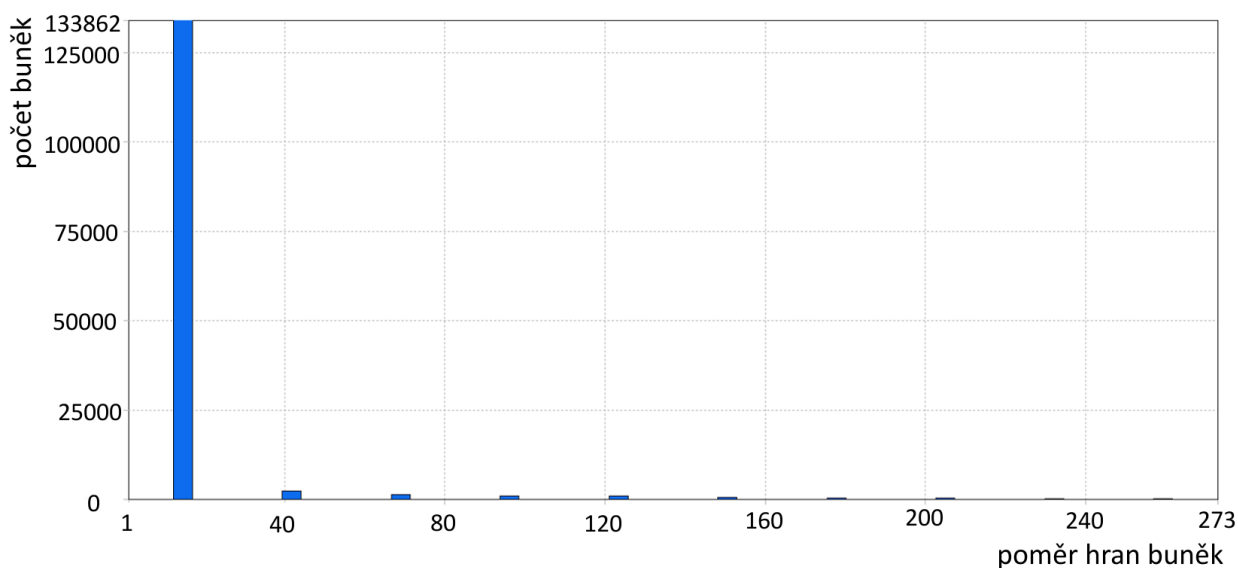


Obrázek 12: Výpočetní síť v okolí profilu

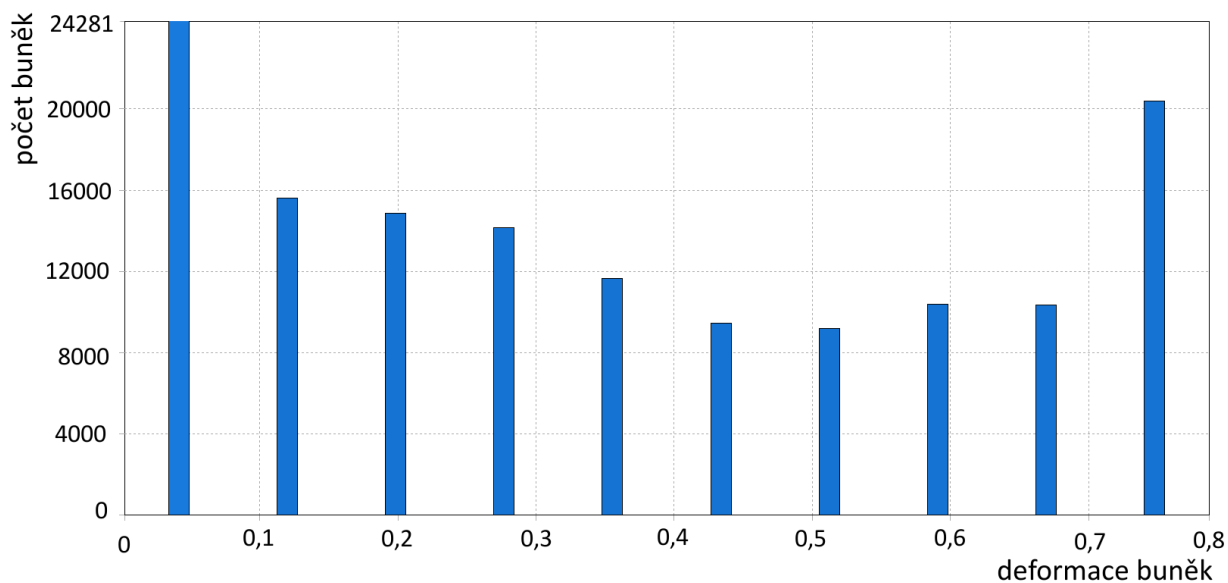


Obrázek 13: Výpočetní síť v blízkosti stěny profilu

Nejideálnější by bylo, kdyby všechny buňky byly ve tvaru čtverce s nulovým zkosením. Požadavek tvaru není splněn v mezní vrstvě, kde je poměr hran buněk značně vyšší a buňky tak nabývají tvaru obdélníku. Důležitější je však zachovat správnou hodnotu veličiny y^+ , aby zvolený turbulentní model fungoval správně. V mezní vrstvě si můžeme dovolit poměr hran i okolo hodnoty 273. V okolí jsou pak buňky tvarově vyhovující s téměř nulovou až mírnou deformací. Vyhodnocení kvality sítě podle kritéria ukazují následující grafy. Jedná se o kritérium poměru hran prvků a kritérium deformace buněk. Kvalita je vyjádřena množstvím buněk rozdělených podle kvality. Snaha je dosáhnout co nejvyššího možného výskytu ideálních buněk nebo se k tomuto ideálu co nejvíce přiblížit. Následující obrázky 14 a 15 ukazují poměr hran buněk a jejich deformaci.



Obrázek 14: Posouzení kvality výpočetní sítě (Aspect ratio)



Obrázek 15: Posouzení kvality výpočetní sítě (Skewness)

Z grafů je zřejmé, že výpočetní síť splňuje základní požadavky na kvalitu. Poměr hran buněk je nepříznivý pouze v mezní vrstvě, kde mají buňky minimální tloušťku. Míra deformace buněk má rozsah značně větší a dosahuje maximální hodnoty 0,79. Zkosení buněk je tak ideálními hodnotám vzdáleno více než poměr hran buněk.

Výběr turbulentního modelu

Z předchozí kapitoly vyplývá, že výběr turbulentního modelu má vliv na požadavky a tvorbu výpočetní sítě. Pro tuto úlohu zvolíme turbulentní model Shear Stress Transport $k-\omega$. Obtékání profilu je doprovázeno přechodovým prouděním. Hlavním úskalím plně turbulentních modelů je, že nepočítají s prouděním přechodovým nebo laminárním. Dalším problémem turbulentních modelů je nepřesnost predikce vztakové a odporové čáry. Obecně je predikce koeficientu vzlaku přesnější než predikce koeficientu odporu. Pro přesnější predikci vzlaku lze použít laminární model. Toto řešení je však omezené jen na velmi malé úhly náběhu, kdy je proudění skutečně laminární bez odtržení mezní vrstvy. Aby bylo řešení stabilní, je třeba propočítat celou vztakovou čáru pomocí turbulentního modelu. Další výhodou modelu $k-\omega$ je možnost zobrazení rychlostního profilu v mezní vrstvě. To nám umožňuje hustá síť v mezní vrstvě, kde se vyskytuje větší množství buněk.

Nastavení parametrů v programu Fluent

Kromě volby turbulentního modelu existuje spousta dalších parametrů, které je potřeba zadat pro správné řešení úlohy. Některé parametry včetně okrajových podmínek byly již určeny v souvislosti s tvorbou výpočtové sítě.

Zvolíme řešič typu Pressure- Based. Tento řešič je založený na získání tlakového pole řešením rovnice tlaku. Tyto rovnice vychází z odvození rovnice kontinuity a rovnice hybnosti. Tento řešič lze použít pro nízkorychlostní úlohy. Kromě řešiče Pressure- Based existuje ještě řešič

Density- Based, ten byl vyvinut zejména pro vysokorychlostní stlačitelné proudění. S ohledem na Machovo číslo nemusíme brát ohled na stlačitelnost proudění, protože nepřesahuje hodnotu 0,3.

Proudícím médiem je vzduch, parametry vzduchu ponecháme v původním nastavení programu Fluent.

- Hustota vychází ze stavové rovnice ideálního plynu
- Teplota vzduchu odpovídá mezinárodní standardní atmosféře (MSA) používané zejména v letectví, hodnota teploty odpovídá ideální teplotě v nulové výšce nad mořskou hladinou
- Dynamická viskozita je závislá pouze na teplotě vzduchu

Tlak na výstupu se zadává pomocí okrajové podmínky v podobě statického tlaku. Tento tlak je možné definovat pouze v případě subsonického proudění. Při supersonickém proudění se tlak s ostatními veličinami extrapolují z proudění uvnitř oblasti. Naše nastavení zůstane defaultně na hodnotě 0. [5]

Na vstupní okrajovou podmínku má velký význam nastavení turbulentních parametrů. Jsou to hodnoty turbulentní kinetické energie a rychlost disipace. Větší přesnost je pro určení těchto veličin profilem získaným z empirických dat nebo formulí. Pokud však profil neznáme, lze odhadnout konstantní hodnotu na základě zkušenosti. Tyto veličiny lze pak získat podle těchto konstant. Mezi tyto konstanty patří intenzita turbulence, poměr turbulentní a molekulové viskozity, hydraulický průměr a délkové měřítko turbulence. Míra turbulentních fluktuací se nejčastěji popisuje intenzitou turbulence. Tato hodnota nabývá různých hodnot pro různá prostředí. Předpokládáme, že simulace proudění probíhá za stejných podmínek jako v aerodynamickém tunelu a můžeme tak stanovit intenzitu turbulence na hodnotu 0,5%. [5]

Schéma řešení nám značně ovlivní rychlost a průběh konvergence výsledného řešení. Nejjednodušší je algoritmus SIMPLE, který řeší rovnice odděleně, konverguje pomaleji, ale náročnost na výpočetní techniku je nižší. Pro naši úlohu zvolíme schéma COUPLED, které řeší rovnice provázaně. Matematický model SST obsahuje dvě rovnice. Toto schéma umožňuje jednofázovou implementaci pro ustálené proudění. Oproti oddělenému řešení rovnic je výkon výpočtu značně vyšší.

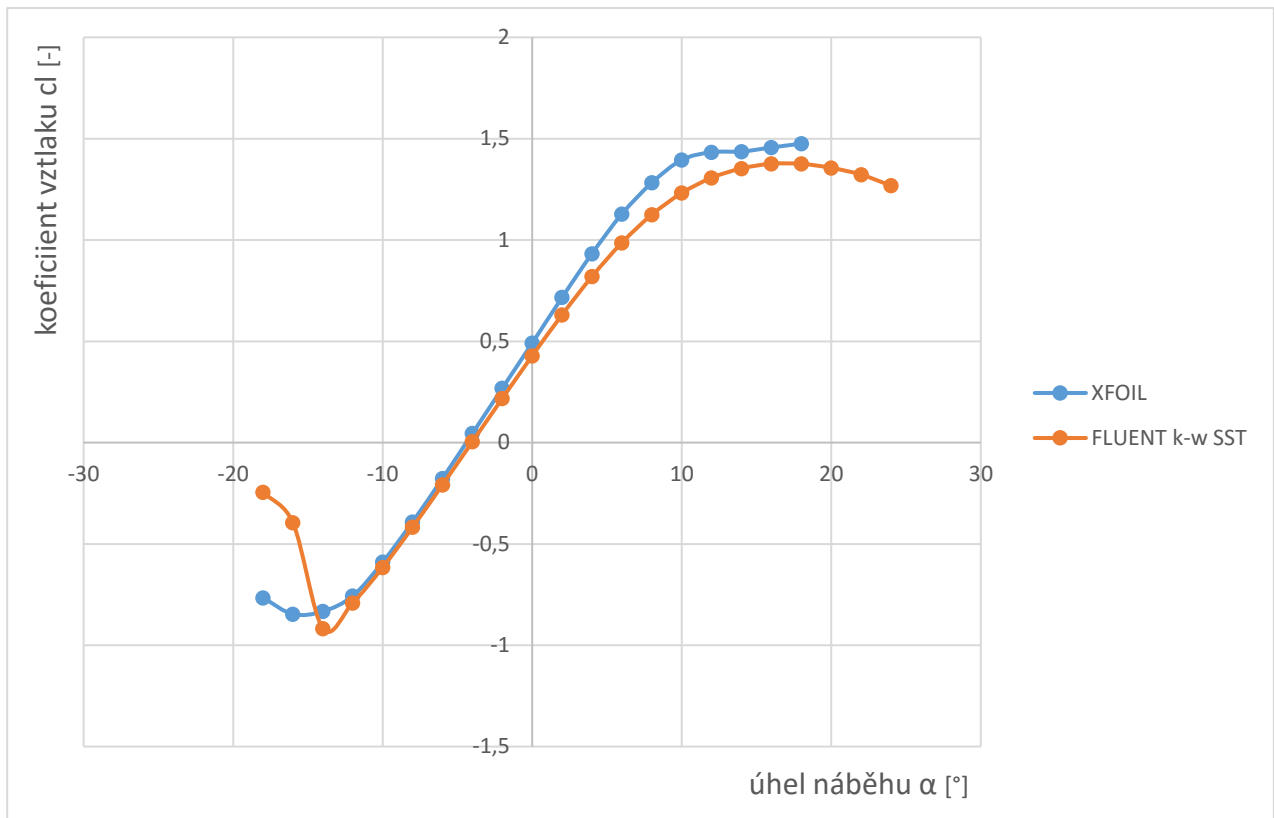
Možností jak urychlit konvergenci je použití relaxace. Nelineární diferenciální rovnice nám způsobují, že nelze obecně získat hodnoty všech proměnných řešením původně odvozených aproximačních schémat. Relaxace redukuje změny každé proměnné v každé iteraci. Ve Fluentu je možné nastavit takzvané Under-Relaxation Factors. Tyto parametry jsou zahrnuty pro stabilizaci řešení pro Pressure- Based řešič. Pokud tyto parametry snížíme, často nám to pomůže dosáhnout konvergence za cenu nižší rychlosti výpočtu. Původní přednastavené hodnoty jsou vhodné pro širokou škálu řešených úloh. Nejvhodnější nastavení vychází hlavně ze zkušenosti. Dalším parametrem je Courant Number. Toto číslo definuje časový krok. [9]

Tabulka 5: Základní nastavení v programu Fluent

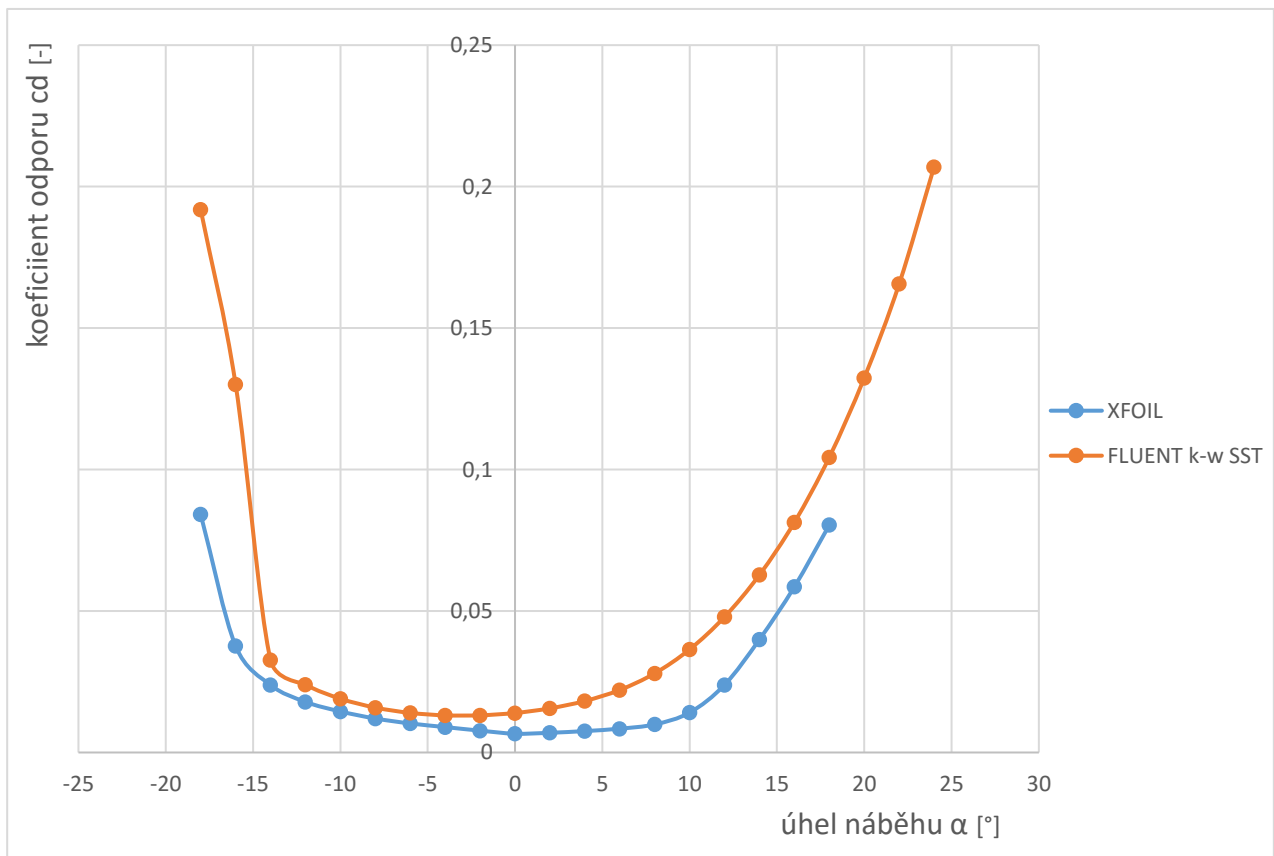
Solver	Type Velocity Formulation Time	Preassure-Based Absolute Steady	
Model	SST	Default	
Material	Fluid	Air	Default
Boundary Condition	Vstup Profil Výstup Okolí	Velocity-inlet Wall Pressure-outlet Turbulent intensity	$29,3616m \cdot s^{-2}$ - 0 0,5%
Reference Value		Area Density Dept Lenght Pressure Temprerature Velocity	$0,5 m^2$ $1,225 kg \cdot m^{-3}$ 0,5 m 1 m 0 Pa 283,15 K $29,3616m \cdot s^{-2}$
Solution Method	Coupled	Gradient Pressure Momentum Turbulent Kinetic Energy Specific Disipation Rate	Least Squares Cell Bassed Second Order Second Order Upwind Second Order Upwind Second Order Upwind
Solution Control	Control Under- Relaxation Fakctors	Flow Courant Number Momentum Pressure Density Body Forces Turbulent Kinetic Energy Spesific Disipation Rate Turbulent Viscosity	100-800 0,2-0,5 0,2-0,5 1 1 0,8 0,8 1
Initialization		Standart	

Výsledky řešení profilu bez klapky

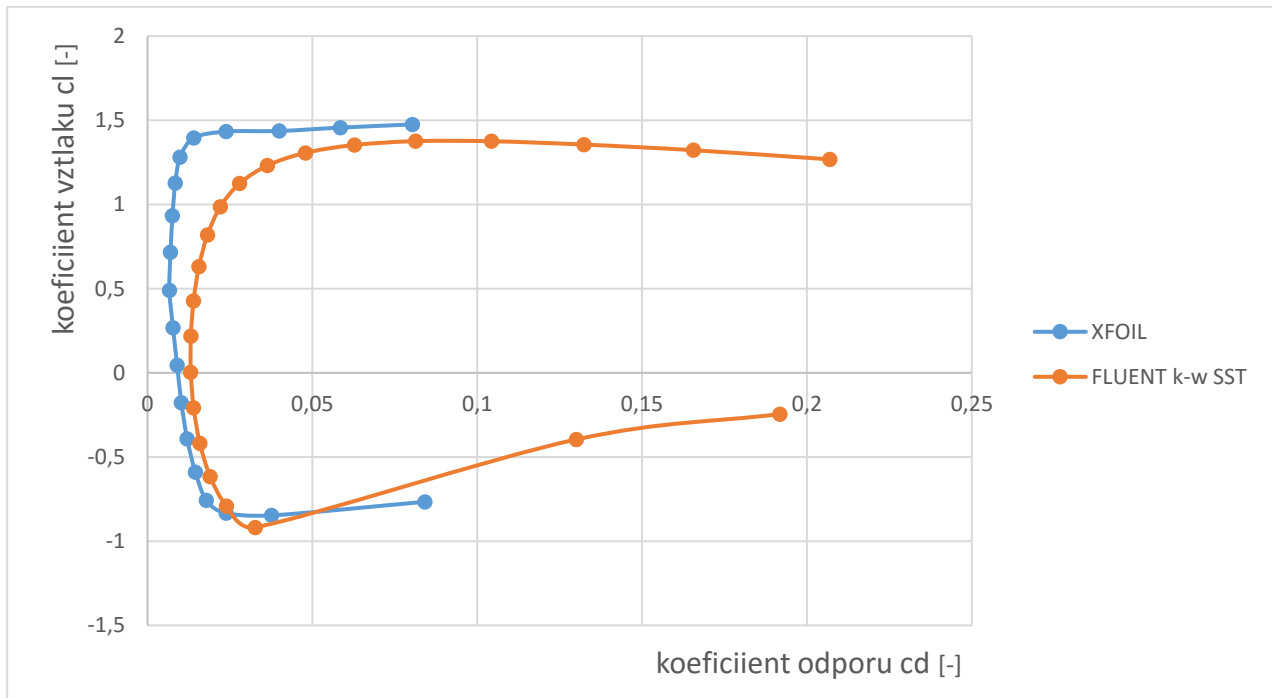
Výsledky řešení ukazují obrázky 16, 17 a 18 na následující straně. I když neznáme přesnost dat z Xfoilu, bereme je jako etalon, protože nemáme žádná dostupná data z experimentu. Kdyby byl však experiment proveden, pravděpodobně by se výsledky pohybovali mezi oběma metodami numerického výpočtu. Z řešení je patrné, že predikce odporu je značně horší než predikce vztlaku, jak jsme předpokládali. Vzhledem k časové náročnosti CFD výpočtu zvolíme krok úhlu náběhu 2°. Každý úhel náběhu tvoří samostatnou úlohu pro výpočet. Rozmezí úhlů náběhu je pro profil FX 84-W-175 od -18° do +24°. V lineární oblasti vztlaková čára dobře kopíruje hodnoty vypočtené pomocí programu Xfoil. Větší nepřesnosti se dosahuje při úhlech náběhu vyšších než 4°. To samé platí pro odporovou čáru. Tyto nepřesnosti se v důsledku projevují i na samotné poláře.



Obrázek 16: Porovnání výpočtů vztlakové čáry profilu FX 84-W-175



Obrázek 17: Porovnání výpočtů odporové čáry profilu FX 84-W-175



Obrázek 18: Porovnání výpočtů poláry profilu FX 84-W-175

Návrh vztlakové klapky

Pro účely použití našeho profilu bude nejvhodnější použít jednoduchou klapku se zakrytou štěrbinou. Nebude tak docházet k profukování štěrbinou a ovlivnění proudění na horní straně profilu. Jednoduchá klapka jak název napovídá je z hlediska konstrukce nejjednodušším typem. Konstrukčně je tvořena odtokovou hranou křídla zavěšenou na čepech. Čepy jsou na úrovni tělivy profilu. Klapka se tak sklopí dolů pod požadovaným úhlem a tím zvětší prohnutí profilu, které vede ke zvýšení maximální hodnoty vztlakového koeficientu. Hloubka jednoduché klapky dosahuje maximálně 20-30% hloubky profilu. Nevýhodou této klapky je poměrně omezený úhel vychýlení. Pro vyšší úhly vychýlení dochází k odtržení proudy vzduchu na horní straně profilu. Toto odtržení je způsobeno prudkou změnou křivosti vychýlením klapky. V této oblasti na horní straně profilu pak vzniká ostrá hrana. Uplatnění jednoduché klapky je spíše ve sportovním letectví, v dopravním letectví se nepoužívá vůbec.

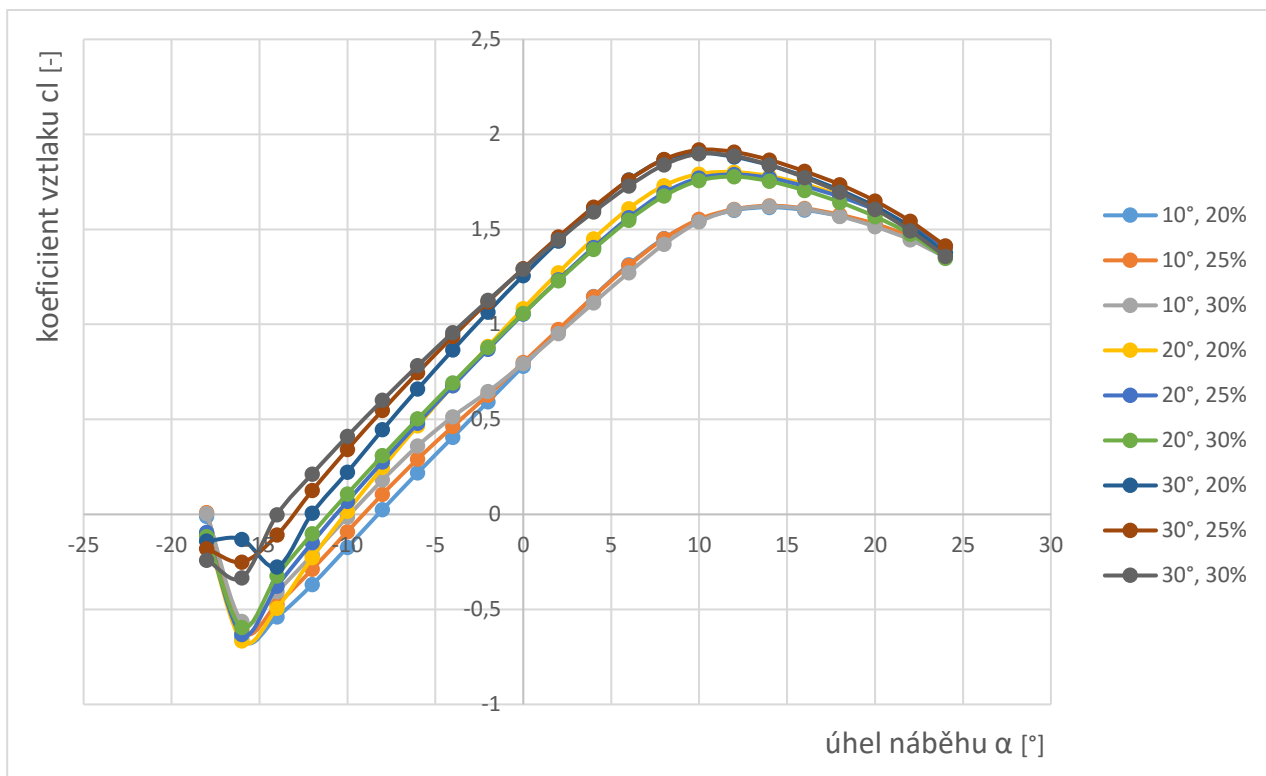
Geometrie návrhu vztlakové klapky je na obrázku 19. Provedeme výpočet pro tři různé hloubky klapky a tři různé úhly vychýlení, tím dostaneme 9 úloh pro řešení.

		hloubka klapky (vůči těživě profilu)		
		20%	25%	30%
úhel vychýlení	10°			
	20°			
	30°			

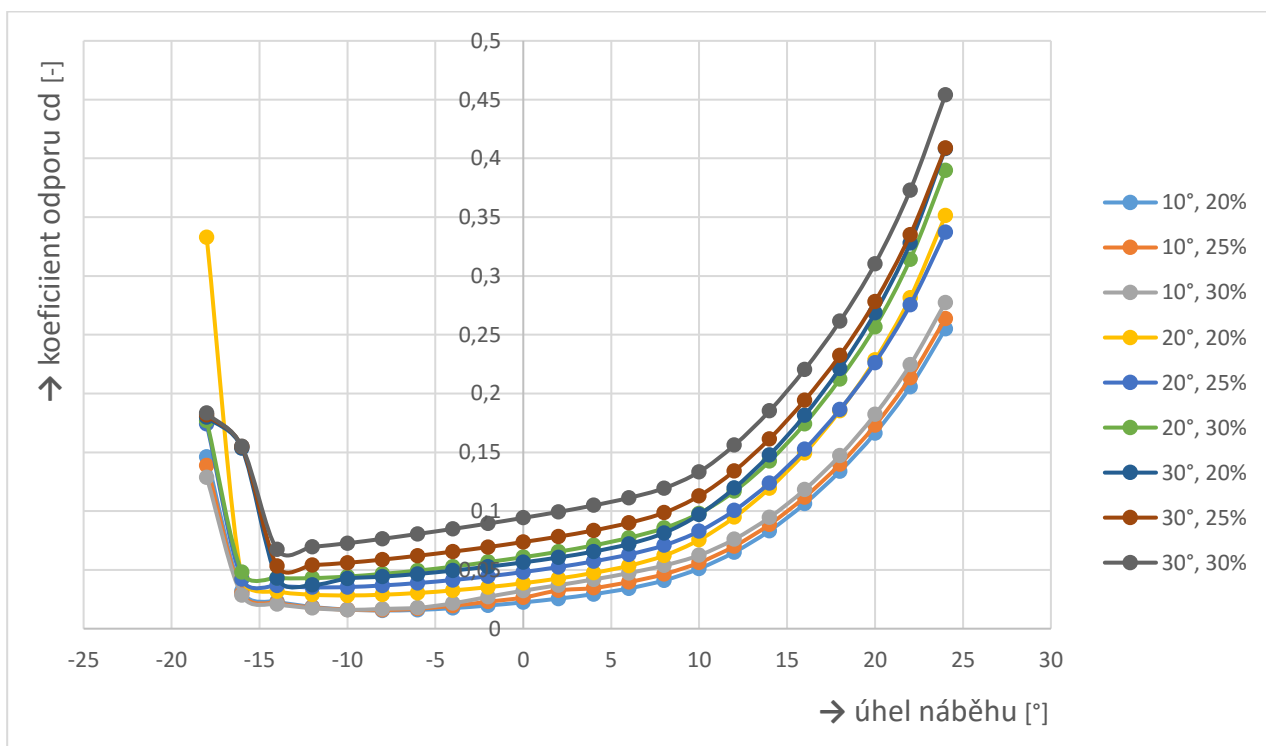
Obrázek 19: Přehled geometrie vztlkových klapek při jejich vychýlení

Výsledky řešení profilu s klapkou

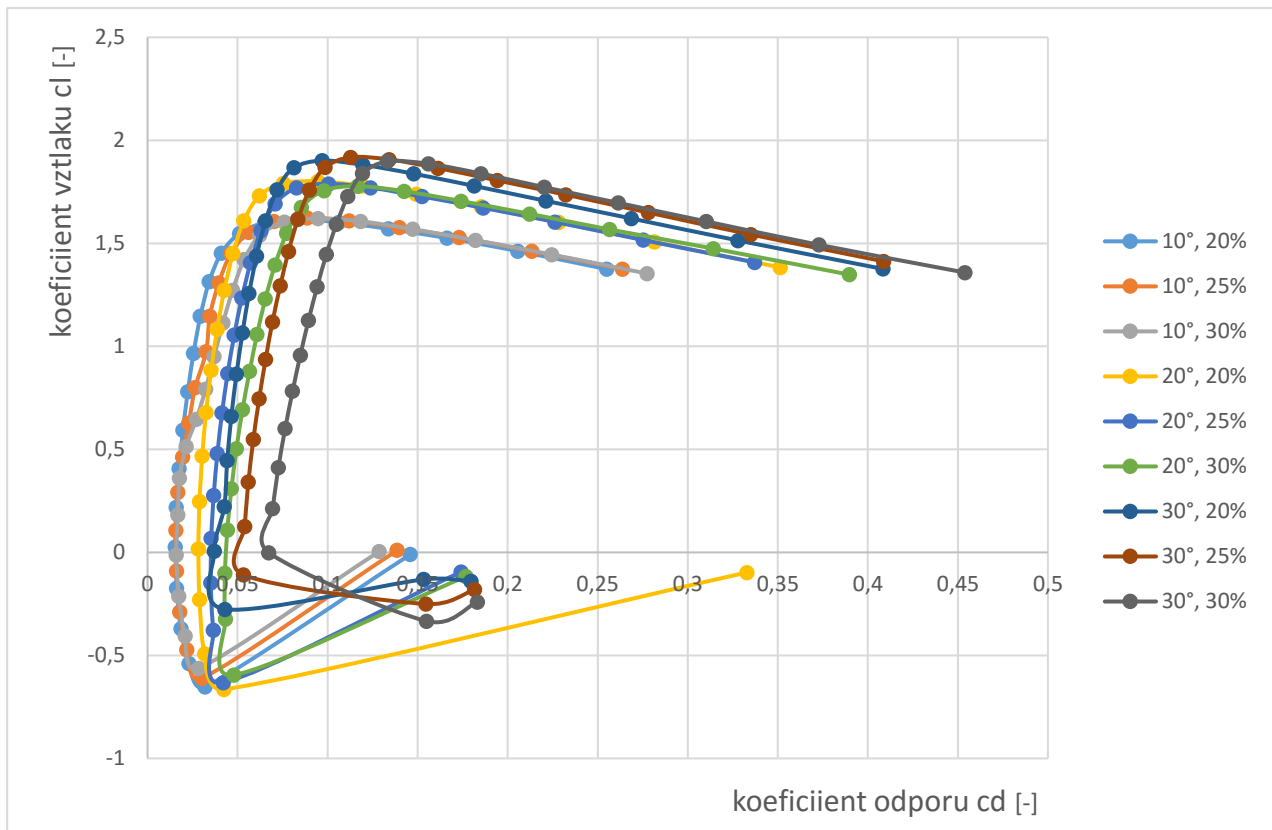
Řešení všech úloh je na obrázcích 20, 21 a 22 na následující straně. Z porovnání vyplývá, že rozhodující pro vztlak je úhel vychýlení, který se projevuje nejvíce. Co se týče hloubky klapky, ta má na výsledný vztlak v kladných úhlech náběhu minimální vliv. Hloubka klapky se projevuje až při záporných úhlech náběhu. Při úhlu vychýlení 24° je koeficient vztlaku pro všechny řešené úlohy velice podobný. Co se týče odporu, ten podle očekávání roste jak s větší hloubkou klapky, tak i s větším úhlem vychýlení klapky. Poláry jsou odstupňovány podobně. Ohledně vztlkových klapek nás na poláře nejvíce zajímá bod nevyššího vztlaku, který se právě používá pro vzlet a přistání letounu. Nejvyššího vztlaku ze všech bodů poláry dosahuje klapka s hloubkou 25% a vychýlkou 30°. Koeficient vztlaku při tomto nastavení dosahuje hodnoty 1,92 [-]. Klapka dosahující maximálního vztlaku tak při svém optimálním vychýlení dosahuje o 39,4% většího vztlaku, než profil při nulovém vychýlení klapky se zakrytou štěrbinou. Pokud se však podíváme na výsledné poláry, zjistíme, že maximální koeficient vztlaku se pro úhel vychýlení 30° všech klapek liší jen minimálně. Maximální rozdíl činí 1%. Podívejme se tedy na koeficient odporu a uvidíme, že rozdíly nejsou mezi jednotlivými klapkami zanedbatelné, jako v případě maximálního vztlaku. Maximální rozdíl koeficientu odporu mezi klapkami při vychýlení 30° dosahuje hodnoty 15,3%. Z hlediska přistání kdy letoun zpomaluje, to není významný ukazatel. Při vzletu je však vhodnější co nejnižší odpor, protože díky odporu spotřebováváme část tahu motoru. Navíc díky nižšímu odporu si můžeme dovolit kratší vzletovou dráhu. Z těchto závěrů plyne, že nejvhodnější vztlkovou klapkou pro ultralehký letoun je klapka s hloubkou 20% při úhlu vychýlení 30°. Pro zajímavost jsou níže vloženy obrázky obtékání profilu s vybranou klapkou (Obrázek 23) a rychlostního profilu (obrázek 24).



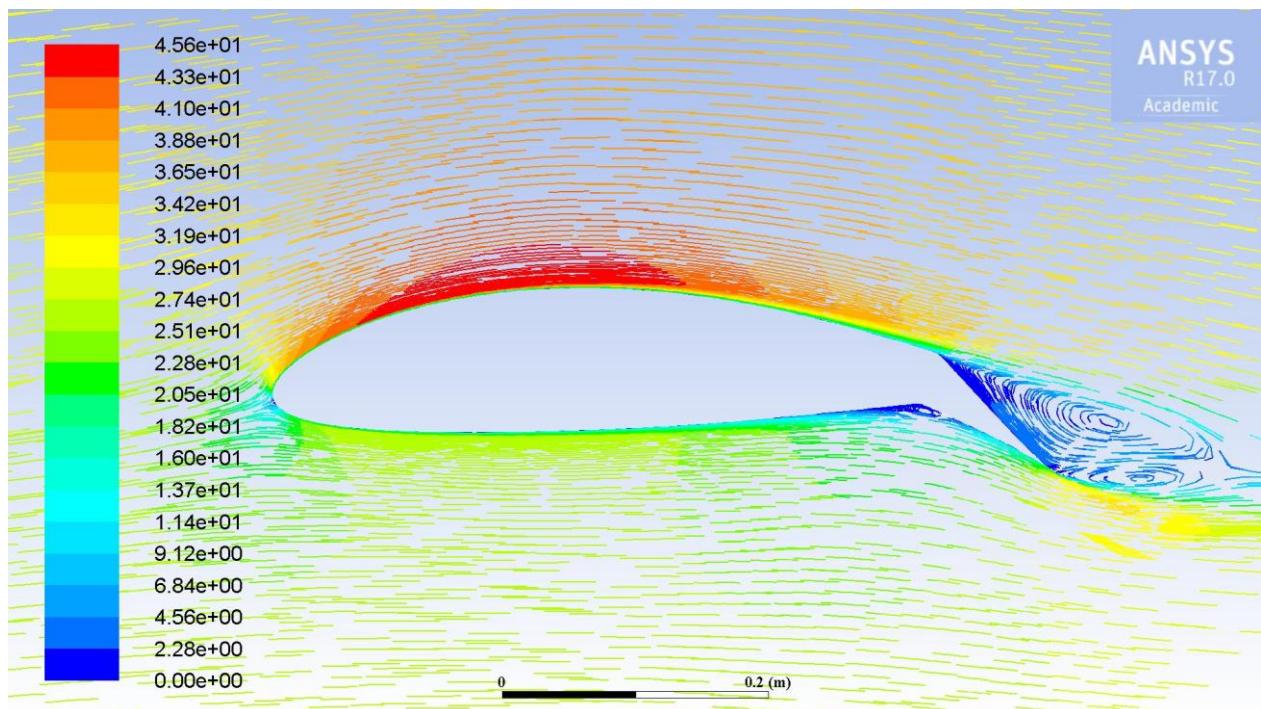
Obrázek 20: Porovnání výpočtů vztlakové čáry oklapovaného profilu FX 84-W-175 při různém nastavení jednotlivých klapek



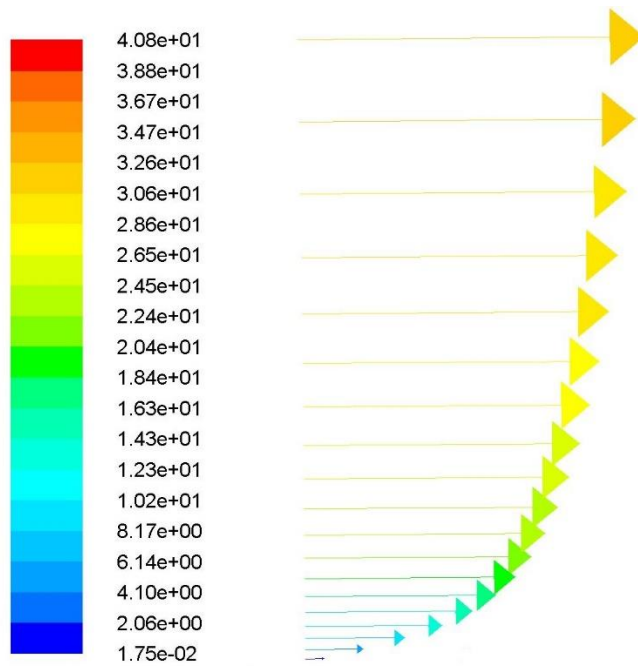
Obrázek 21: Porovnání výpočtů odporové čáry oklapovaného profilu FX 84-W-175 při různém nastavení jednotlivých klapek



Obrázek 22: Porovnání výpočtů poláry oklapovaného profilu FX 84-W-175 při různém nastavení jednotlivých klapek



Obrázek 23: Obtékání leteckého profilu FX 84-W-175 vybaveného klapkou hloubky 20% při vychýlení 30°, úhel náběhu 0°, barvy odstupňovány dle rychlosti (m/s)



Obrázek 24: Rychlostní profil neklapkováného leteckého profilu FX 84-W-175 v mezní vrstvě na horní straně profilu, barvy odstupňovány dle rychlosti (m/s)

5. Závěr

Tento projekt není vyvíjen vysokorozpočtově s rozsáhlou možností testování například v aerodynamickém tunelu. Projekt je tedy, co se návrhu týče, odkázán na analytické a numerické metody. Díky spolupráci na projektu ultralehkého letounu vznikla tato bakalářská práce, která tak řeší reálný problém a přispívá k vývoji daného letounu. Výpočet čistého a oklapovaného profilu za použití programu Ansys Fluent pro řešení Navier Stokesových rovnic ve 2D doméně se podařilo verifikovat srovnáním s experimentálními výsledky a výsledky z programu XFOIL. Výsledky budou dále použity v projektu stavby letounu.

Byla provedena rešerše týkající se CFD simulace v oblasti stacionárního proudění včetně tvorby výpočetní domény i výpočetní sítě, volby výpočtového modelu a nastavení CFD řešiče. V konkrétním případě profilu NACA 4415 se ukazuje, že CFD simulace nejsou vždy zárukou přesného a správného řešení. Experimentálně získaná data se mírně liší od obou použitých numerických metod. Zajímavé je, že obě numerické metody dosahují podobných výsledků. To jak v případě programu Xfoil tak programu Fluent, kde byly použity dva různé plně turbulentní modely pro simulaci obtékání profilu při různých úhlech náběhu.

Další částí této práce bylo navrhnout vztakové klapky pro daný profil FX 84-W-175 a vypočítat poláry těchto návrhů. Výsledkem je pak nejvhodnější hloubka vztakové klapky a úhel jejího vychýlení. Samotný výpočet poláry a ověření proběhly na výkonostním neoklapkovaném profilu NACA 4415. Pro tento profil je možné získat jak experimentální data, tak data z programu Xfoil. Po ověření a přibližné shodě výsledků následuje simulace obtékání klapky. Pro oklapkovaný profil se Xfoil vzhledem k velikosti oblasti odtržení nehodí. Další problém nastává v oblasti štěrbin mezi klapkou a profilem, štěrbina je však v našem případě zakryta páskou. Ověřování neoklapkovaného profilu bylo odkázáno pouze na program Xfoil z důvodu neexistence experimentálních dat. Problém však spočívá v neznámosti shody těchto dat s experimentálním měřením. Lze očekávat, že pokud by byla provedena experimentální měření pro zkoumaný oklapkovaný profil, výsledky by se lišily od numerických obdobně, jako se liší výsledky pro modelový případ NACA4415, které vykazují uspokojivou shodu. Výsledná řešení ukazují, že letecký profil FX 84-W-175 je možno vybavit vztakovými klapkami a výsledné poláry spočítané numerickou metodou vyšly podle očekávání.

Přehled použité literatury:

- [1] JAŇOUR, Zbyněk. *Základy aerodynamiky a mechaniky letu*. Vyd. 1. Praha: Naše vojsko, 1953. Velká vojenská knihovna.
- [2] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí: Určeno pro stud. fak. strojní*. 3. vyd. Praha: ČVUT, 1990. ISBN 80-01-00198-9.
- [3] ANSYS Fluent: Help Viewer. 2015.
- [4] ANČÍK, Z. *TRANSFER: Simulace proudění jako efektivní nástroj při vývoji malého dopravního letounu*. Praga: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s., 2006. ISBN ISSN 1801-9315.
- [5] KOZUBKOVÁ, Milada. *Modelování proudění tekutin FLUENT, CFX*. Ostrava: Vysoká škola báňská - Technická univerzita, 2008. ISBN 978-80-248-1913-6.
- [6] BAKKER, André. *Applied Computational Fluid Dynamics: Lecture 7 -Meshing*. 2002.
- [7] HORÁKOVÁ, Kateřina, Vít HONZEJK a František LEMFELD. *Manuál pro výuku numerických metod*. Liberec: Technická univerzita v Liberec, 2010.
- [8] *Tips & Tricks: Turbulence Part 2 - Wall Functions and Y+ requirements* [online]. 2012 [cit. 2016-08-02]. Dostupné z: <http://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-turbulence-wall-functions-and-y-requirements/>
- [9] KRMELA, Luděk. *AERODYNAMICKÝ NÁVRH A VÝPOČET KLUZÁKU "TWIN SHARK"*. Brno, 2010. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Robert Popela.
- [10] Základní druhy vztlakových klapek. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2016-07-24]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Vztlakov%C3%A9_klapky#/media/File:Flaps_cs.png
- [11] [online]. [cit. 2016-07-24]. Dostupné z: http://www.efm.leeds.ac.uk/CIVE/CIVE1400/Section4/boundary_layer.htm
- [12] Jaroslav Janalík, *Obtékání a odpor těles Obr. 2.2*. Dostupné z: <http://www.338.vsb.cz/PDF/Janalik-Obtekani.pdf>
- [13] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Polára letounu* [online]. In: . 2009 [cit. 2016-08-11]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/04/polara.php>
- [14] BAKKER, André. *Applied Computational Fluid Dynamics: Lecture 7 -Meshing*. 2002. Str.28

[15] [online]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-fx84w175-il-1000000>

[16] HOFFMANN, M. J., R. Reuss RAMSAY a G.M. GROGOREK. Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the NACA 4415 Airfoil: Airfoil Performance Report. The Ohio State University Columbus, Ohio, 1996.